

INSTYTUT PODSTAW KONSTRUKCJI MASZYN

Wydział Mechaniczny Technologiczny

Politechnika Śląska

PRACA DYPLOMOWA MAGISTERSKA

**Układ mechatroniczny bezzałogowej platformy
latającej do weryfikacji autonomicznych
systemów sterowania tolerujących uszkodzenia**

inż. Grzegorz WÓJCIK

Kierunek studiów: Mechatronika

Specjalność: Budowa i eksploatacja systemów i układów inteligentnych

PROMOTOR

dr inż. Wawrzyniec Panfil

Gliwice, 2015

**Instytut Podstaw Konstrukcji Maszyn
Wydział Mechaniczny Technologiczny
POLITECHNIKA ŚLĄSKA**

OŚWIADCZENIE

inż. Grzegorz WÓJCIK

Kierunek studiów: Mechatronika

Rok studiów: II

Specjalność: Budowa i eksploatacja systemów i układów inteligentnych

Rok 2015

PROMOTOR:

dr inż. Wawrzyniec Panfil

Oświadczam, że niniejszą pracę wykonałem/wykonałam* osobiście, pod kierunkiem PROMOTORA dra inż. Wawrzyńca PANFILA oraz, że przy jej realizacji nie naruszono praw osób trzecich, wynikających z przepisów prawa autorskiego.

Gliwice, dnia 201... roku

.....
(własnoręczny podpis)

inż. Grzegorz WÓJCIK

Wyrażam zgodę/nie wyrażam zgody* na udostępnienie mojej pracy dyplomowej.

Gliwice, dnia 201... roku

.....
(własnoręczny podpis)

inż. Grzegorz WÓJCIK

.....
(poświadczenie wiarygodności podpisu przez Dziekanat)

*) niepotrzebne skreślić.

Tę kartkę należy zastąpić kartą z tematem i zakresem zadań pracy
wraz z odpowiednimi podpisami.

Spis treści

1	Wstęp	11
1.1	Cel pracy	12
1.2	Zakres pracy	12
2	Przegląd zagadnień	13
2.1	Uszkodzenia platform wielowirnikowych	13
2.2	Analiza rodzajów i skutków	15
2.3	Charakterystyka wybranych kontrolerów lotu	19
2.3.1	DJI NAZA A2	20
2.3.2	ZERO TECH GEMINI	22
2.3.3	3DR Pixhawk	23
2.3.4	DJI NAZA-M LITE	24
3	Projekt i wykonanie prototypu układu mechatronicznego	25
3.1	Koncepcja układu mechatronicznego	25
3.1.1	Sterowanie platformą	26
3.1.2	Wybrane układy pomiarowe	28
3.1.3	Metody wprowadzania wybranych uszkodzeń	28
3.2	Projekt układu mechanicznego	30
3.2.1	Rama platformy	30
3.2.2	Jednostka napędowa	30
3.3	Projekt układu elektronicznego	32
3.3.1	Moduł konwersji zasilania	32
3.3.2	Moduł nawigacyjny	35
3.3.3	Moduł z czujnikami	40
3.4	Prototyp układu mechatronicznego	43
4	Projekt i implementacja oprogramowania do sterowania układem	49
4.1	Protokół komunikacyjny	49
4.1.1	Komunikacja pomiędzy modułem nawigacyjnym i urządzeniem mobilnym	50
4.1.2	Komunikacja pomiędzy modułem nawigacyjnym i modułem z czujnikami	52
4.1.3	Cykliczny kod nadmiarowy	53
4.2	Oprogramowanie modułu nawigacyjnego	54
4.2.1	Sygnały sterujące	55

4.2.2	Wprowadzanie uszkodzeń	55
4.2.3	Zapis danych na nośnik wymienny	55
4.3	Oprogramowanie modułu z czujnikami	58
4.3.1	System operacyjny czasu rzeczywistego	59
4.3.2	Przegląd zadań oprogramowania	59
4.3.3	Wyznaczanie orientacji platformy	62
4.3.4	Pomiar napięcia akumulatora	64
5	Badania weryfikacyjne	67
5.1	Stanowisko badawcze	67
5.2	Plan eksperymentu	69
5.3	Uzyskane wyniki	69
5.3.1	Błąd komunikacji	69
5.3.2	Uszkodzenie elektroniczne	71
5.3.3	Uszkodzenie mechaniczne	71
5.3.4	Podsumowanie badań weryfikacyjnych	72
6	Podsumowanie i wnioski	75
	Dodatek A	77
	Wykorzystane oprogramowanie	85
	Streszczenie	86

Spis rysunków

2.1	Utrata śmigła przez platformę wielowirnikową [10]	13
2.2	Platforma wielowirnikowca w ujęciu systemowym	14
2.3	Kąty określające orientację platformy quadcoptera [13]	19
2.4	Kontroler lotu DJI NAZA A2 [16]	20
2.5	Tryb Course Lock [16]	21
2.6	Tryb Home Lock [16]	21
2.7	Tryb Point of Interest [16]	21
2.8	ZERO TECH GEMINI [20]	22
2.9	Spadochron ratunkowy [20]	23
2.10	Kontroler lotu 3DR Pixhawk [11]	23
2.11	Kontroler lotu DJI NAZA-M LITE [16]	24
3.1	System sterowania quadcoptera z możliwością wprowadzania uszkodzeń	26
3.2	Dostępna aparatura RC [15]	27
3.3	Schemat ideowy przedstawiający sposób sterowania platformą	27
3.4	Sposób wprowadzenia uszkodzenia elektronicznego	29
3.5	Serwomechanizm TowerPro MG995 [19]	29
3.6	Zastosowana rama platformy i jej wymiary [12]	30
3.7	Sposób podłączenia płyty dystrybuującej zasilanie [12]	31
3.8	Silnik bezszczotkowy EMAX XA2212 980KV [12]	31
3.9	Parametry zastosowanego tranzystora MOSFET typu P [27]	33
3.10	Zabezpieczenie przed niewłaściwą polaryzacją zasilania [27]	34
3.11	Wizualizacja zaprojektowanego modułu konwersji zasilania - warstwy TOP i BOTTOM	35
3.12	Wymiary modułu konwersji zasilania	35
3.13	Schemat blokowy układu decyzyjnego	36
3.14	Porównanie sygnałów wejściowego i wyjściowego wykorzystanego przetwornika DAC [28]	37
3.15	Idea (a) i schemat (b) wzmacniacza wygenerowanego sygnału	38
3.16	Zasada działania układu NC7SB3157P6X [33]	38
3.17	Wizualizacja fragmentu obwodu ze złączem BTM	39
3.18	Wizualizacja zaprojektowanego modułu nawigacyjnego - warstwy TOP i BOTTOM	40
3.19	6-osiowy czujnik inercyjny MPU-6050 [30]	41
3.20	3-osiowy akcelerometr termiczny MXR9500 [32]	41
3.21	Czujnik ciśnienia i temperatury MS5611 [31]	42

3.22	Wizualizacja zaprojektowanego modułu z czujnikami - warstwy TOP i BOTTOM . . .	43
3.23	Konfiguracje quadcopterów	44
3.24	Platforma quadcoptera - oznaczenia wirników	44
3.25	Oznaczenie kanałów odbiornika radiowego [15]	45
3.26	Wyprodukowane obwody drukowane	45
3.27	Montaż obwodów drukowanych	46
3.28	Wykonana platforma quadcoptera	47
4.1	Idea komunikacji pomiędzy modułem nawigacyjnym i urządzeniem mobilnym	51
4.2	Blok przetwarzania danych	51
4.3	Komunikacja pomiędzy modułem nawigacyjnym i modułem z czujnikami	52
4.4	Blok przetwarzania danych	53
4.5	Algorytm wyznaczania CRC-8	53
4.6	Inicjalizacja systemu modułu nawigacyjnego	54
4.7	Przerwanie pętli sterującej	55
4.8	Obsługa karty SD	56
4.9	Inicjalizacja ścieżki pliku docelowego	57
4.10	Przykład wygenerowanego pliku z logami bezzałogowej platformy latającej	58
4.11	Diagram czasowy zadań modułu z czujnikami	61
4.12	Interpretacja kwaternionu	62
4.13	Schemat blokowy filtra wykorzystujący akcelerometr i żyroskop [24]	63
4.14	Zarejestrowane dane opisujące orientację platformy	63
4.15	Dzielnik napięcia	64
4.16	Zmierzone napięcie źródła przed i po filtracji	65
5.1	Zaprojektowane elementy łączące imadło z dolną płytą quadcoptera	67
5.2	Wizualizacja elementów łączących imadło z płytą quadcoptera - widoki z przodu i z boku	68
5.3	Stanowisko badawcze bezzałogowej platformy latającej	68
5.4	Błąd komunikacji - komendy sterujące	70
5.5	Błąd komunikacji - dane orientacji	70
5.6	Uszkodzenie elektroniczne - dane orientacji	71
5.7	Uszkodzenie mechaniczne - dane orientacji	72
5.8	Uszkodzone śmigło	72
1	Schemat elektryczny modułu zasilającego (1 z 1)	78
2	Schemat elektryczny modułu nawigacyjnego (1 z 3)	79
3	Schemat elektryczny modułu nawigacyjnego (2 z 3)	80
4	Schemat elektryczny modułu nawigacyjnego (3 z 3)	81
5	Schemat elektryczny modułu z czujnikami (1 z 3)	82
6	Schemat elektryczny modułu z czujnikami (2 z 3)	83
7	Schemat elektryczny modułu z czujnikami (3 z 3)	84

Spis tabel

2.1	Skale dla kryteriów oceny ryzyka [25]	15
2.2	FMEA dla systemu multiwornikowca [35]	17
2.3	Zestawienie uszkodzeń wysokiego ryzyka	18
4.1	Postać i rodzaje protokołu komunikacyjnego	49
4.2	Przykład wyznaczania sumy kontrolnej CRC-8	54
4.3	Lista zadań modułu z czujnikami	59

Rozdział 1

Wstęp

Obecnie w opinii publicznej bezzałogowe obiekty latające (ang. unmanned aerial vehicle, UAV) kojarzone są zwykle z zastosowaniami militarnymi. Bezzałogowce niewątpliwie należą do najbardziej perspektywicznych systemów zapewnienia bezpieczeństwa, w tym systemów obronnych i ochronnych [4]. Znajdują one jednak coraz powszechniejsze zastosowanie w pozostałych gałęziach gospodarki, czego dowodem jest działanie w Polsce ponad 60 firm związanych z różnymi gałęziami lotnictwa bezzałogowego [5]. Przynajmniej 40 z nich to firmy usługowe, które w głównej mierze wykorzystują maszyny o niewielkich rozmiarach. Najczęściej użytkowaną w tym przypadku kategorią UAV są wielowirnikowe platformy latające. W odróżnieniu od bezzałogowych samolotów posiadają one możliwość pionowego startu i lądowania. Charakteryzują się one ponadto wysoką stabilnością lotu, precyzyjnym sterowaniem oraz udźwigiem pozwalającym na przenoszenie profesjonalnego sprzętu filmowego lub pomiarowego. Istotnym ograniczeniem jednak jest krótki czas lotu (do kilkunastu minut), przez co znajdują one zastosowanie głównie jako obiekty zdalnie sterowane (np. fotografia i wideo z powietrza), bądź wykonujące operacje semi-autonomiczne (np. tworzenie map).

Postęp technologiczny pozwala na wykorzystanie coraz bardziej złożonych i zaawansowanych układów pomiarowych i rejestrujących, których całkowity koszt może przekraczać wartość samej platformy. Powoduje to coraz większy niepokój co do bezpieczeństwa sprzętu i otoczenia, ponieważ obiekty te nierzadko użytkowane są w terenie zurbanizowanym, a wypadek może nieść za sobą nie tylko konsekwencje finansowe, ale też prawne. Podyktowane jest to zarówno rosnącą popularnością tych platform [2], incydentami związanymi z ich wykorzystywaniem, jak i coraz ostrzejszymi regulacjami prawnymi. Zauważyć można wzrost zainteresowania producentów bezzałogowców oraz środowiska akademickiego w obszarze systemów sterowania odpornych na błędy (ang. fault-tolerant control systems) [14, 20, 3, 25]. Zadaniem tych systemów jest minimalizacja skutków występujących w obiekcie uszkodzeń i nieprawidłowości oraz utrzymanie jego funkcjonalności. Istnieje więc potrzeba tworzenia i ciągłego rozwoju prototypowych układów mechatronicznych bezzałogowych platform latających do weryfikacji autonomicznych systemów sterowania tolerujących uszkodzenia tego typu obiektów. Idea potencjalnego uratowania platformy przed wypadkiem uzasadnia dodatkowe koszty związane z badaniami prowadzonymi nad takim systemem.

1.1. Cel pracy

Celem niniejszej pracy jest opracowanie układu mechatronicznego bezzałogowej platformy latającej z możliwością celowego i kontrolowanego wprowadzania wybranych uszkodzeń. Platforma ma stanowić podstawę do prowadzenia badań i rozwoju autonomicznego systemu sterowania tolerującego błędy i uszkodzenia. Przedstawiona praca jest częścią projektu grupowego realizowanego w ramach Koła Naukowego Zastosowania Metod Sztucznej Inteligencji AI-METH, działającego przy Instytucie Podstaw Konstrukcji Maszyn. Jego głównym celem jest opracowanie kompleksowego stanowiska do badania systemów sterowania bezzałogowych obiektów latających. Projekt grupowy zakłada zaprojektowanie i wykonanie bezzałogowej platformy latającej (inż. G. Wójcik), opracowanie aplikacji mobilnej umożliwiającej sterowanie platformą i zadawanie uszkodzeń (inż. M. Stobiński) oraz wykorzystanie środowiska symulacyjnego do testowania zachowania platformy przy opracowanych algorytmach sterujących (inż. Ł. Szustak).

1.2. Zakres pracy

Niniejsza praca składa się z siedmiu rozdziałów. W pierwszym rozdziale zidentyfikowano potrzebę, określono cel i zakres pracy.

Rozdział drugi przedstawia wyniki przeglądu zagadnień związanych z pracą dyplomową. Porównano najistotniejsze, dla niniejszej pracy, parametry kontrolerów lotu multiwirmikowych bezzałogowych obiektów latających. Wypisane zostały również możliwe uszkodzenia tych obiektów oraz przeprowadzono dla nich analizę rodzajów i skutków możliwych błędów i uszkodzeń (failure mode and effect analysis, FMEA).

Rozdział trzeci poświęcony został projektowi układu mechatronicznego wielowirmikowej bezzałogowej platformy latającej. Uwzględnia on układy mechaniczne oraz elektroniczne obiektu, a także koncepcję celowego wprowadzania uszkodzeń.

W rozdziale czwartym zawarto funkcjonalność oraz ideę wybranych bloków oprogramowania układów elektronicznych. Przedstawiony i opisany został również protokół komunikacji, jakim posługuje się multiwirmikowiec i urządzenie mobilne.

Piąty rozdział przedstawia opis wykonanego prototypu multiwirmikowej bezzałogowej platformy latającej. Zawiera on informacje dotyczące konfiguracji platformy oraz sposobu podłączenia poszczególnych układów elektronicznych.

Szósty rozdział poświęcony został w całości badaniom weryfikacyjnym. Przedstawiono opracowane stanowisko badawcze, zaproponowany plan eksperymentu oraz uzyskane wyniki.

W ostatnim rozdziale przedstawione zostało podsumowanie. Opisane zostały przemyślenia płynące z przeprowadzonych prac, zrealizowanych eksperymentów, uzyskanych wyników oraz propozycje dalszego rozwoju, lub wykorzystania obiektu będącego przedmiotem pracy pod kątem innych projektów.

Rozdział 2

Przegląd zagadnień

W rozdziale tym przedstawiono przegląd zagadnień związanych z tematem niniejszej pracy. Skupiono się na potencjalnych uszkodzeniach oraz miejscach ich występowania w systemie bezzałogowego obiektu latającego. Przedstawiono analizę rodzajów i skutków postępując zgodnie z metodologią przedstawioną w pracy [25]. Ostatnim fragmentem rozdziału jest przegląd istniejących, komercyjnych kontrolerów lotu multiwiralnikowych bezzałogowych obiektów latających. Ma to na celu sprawdzenie ich funkcjonalności pod kątem odporności na nieprawidłowości i uszkodzenia.

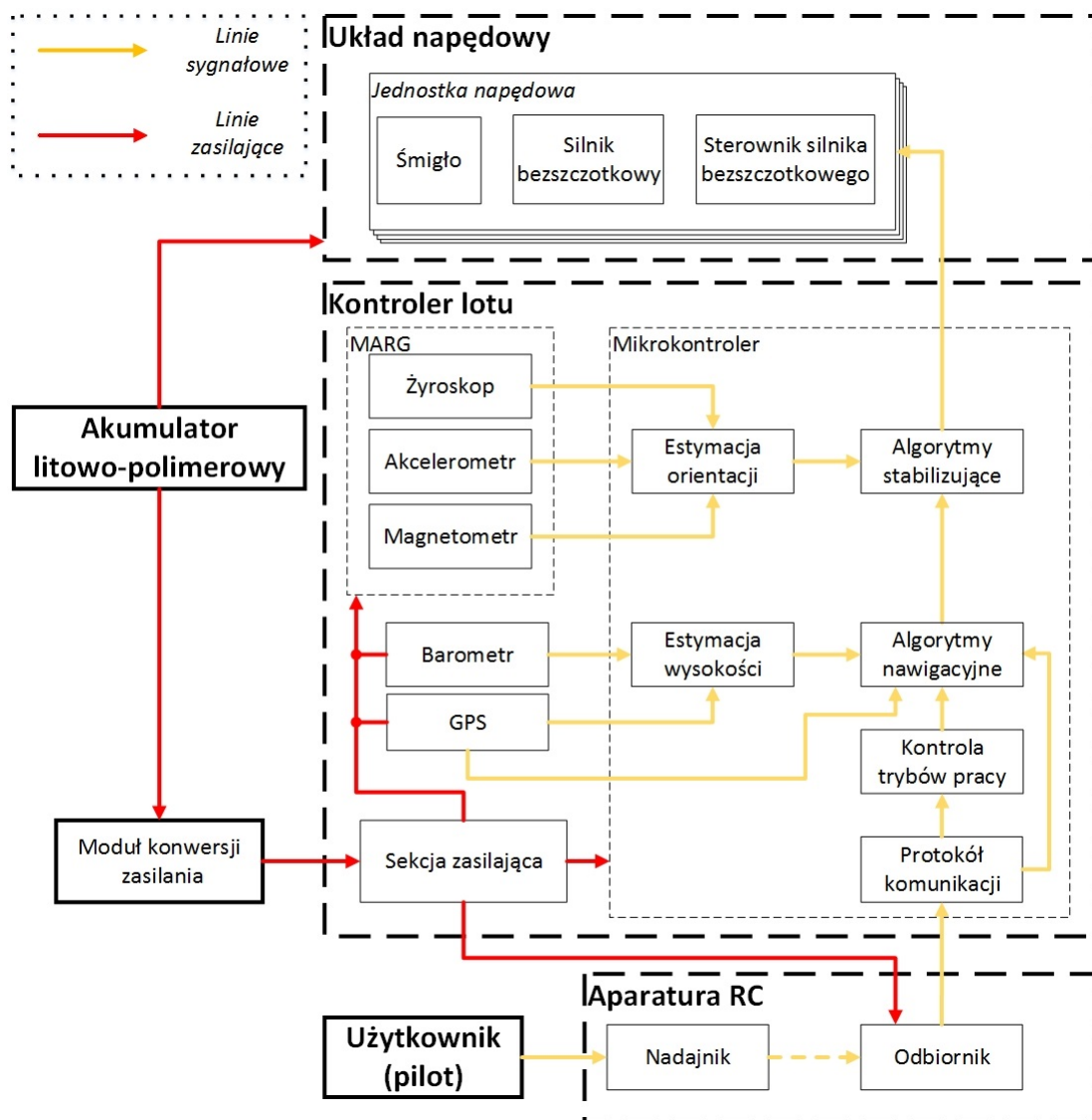
2.1. Uszkodzenia platform wielowirnikowych

W pierwszej kolejności konieczne było wskazanie tych uszkodzeń, które mają być wprowadzane w trakcie trwania eksperymentu oraz miejsc ich występowania. Ze względu na mechanikę lotu wielowirnikowych bezzałogowych obiektów latających, szczególny nacisk został położony na te nieprawidłowości, których występowanie prowadzi do utraty stabilności platformy. Bez niej manewrowanie obiektem jest bardzo utrudnione, lub wręcz niemożliwe [9]. Przykładem tego może być sytuacja zaprezentowana na Rys. 2.1, która przedstawia awarię quadcoptera, czyli multiwiralnikowca z czterema wirnikami. Utrata śmigła powoduje zmniejszenie generowanej siły ciągu o jedną czwartą, co prowadzi do obniżenia wysokości, utraty stabilności i ostatecznie wypadku.



Rys. 2.1: Utrata śmigła przez platformę wielowirnikową [10]

Na Rys. 2.2 przedstawiona została platforma wielowirnikowca (w wersji podstawowej) w ujęciu systemowym. Obiekt ten składa się z komponentów takich jak: akumulator litowo-polimerowy, moduł konwersji zasilania, układ napędowy, kontroler lotu, aparatura RC. Komponenty te zapewniają podstawową funkcjonalność obiektu, to znaczy stabilny lot zgodnie z komendami użytkownika (pilota).



Rys. 2.2: Platforma wielowirnikowca w ujęciu systemowym

Uszkodzenia i nieprawidłowości mogą występować w różnych miejscach, powodując odmienne skutki. Najważniejszymi komponentami i funkcjami systemu są:

- akumulator litowo-polimerowy - jedyne źródło energii obiektu,
- moduł konwersji zasilania - zasilanie poszczególnych układów odpowiednim dla nich napięciem,
- układ napędowy - odpowiedzialny za wytwarzanie siły nośnej; składa się z czterech jednostek napędowych; w skład każdej jednostki wchodzi: śmigło, silnik bezszczotkowy prądu stałego (ang. brushless direct current motor, BLDC) oraz jego sterownik (ang. electronic speed control, ESC),

- estymacja orientacji - jedna z funkcji mikrokontrolera odpowiedzialna za wyznaczanie kątów definiujących orientację platformy w przestrzeni na podstawie danych uzyskiwanych z czujników takich jak akcelerometr, żyroskop i opcjonalnie magnetometr,
- algorytmy stabilizujące - odpowiedzialne za wysyłanie odpowiednich komend sterujących do układu napędowego; bazuje głównie na orientacji obiektu oraz komendach użytkownika (pilota).

2.2. Analiza rodzajów i skutków

Dla systemu wielowirnikowca (Rys. 2.2) przeprowadzona została klasyfikacja uszkodzeń z wykorzystaniem metody analizy rodzajów i skutków (ang. failure mode and effect analysis, FMEA). Metoda ta polega na: określeniu ryzyka pojawienia się w procesie, projekcie lub wyrobie wad; przeanalizowaniu przyczyn ich niezgodności oraz znaczenia dla funkcjonalności; zaproponowaniu działań zapobiegawczych. Poniższa analiza przeprowadzona została zgodnie z metodyką pokazaną w pracy [25]. Dla każdego z komponentów systemu wypisane zostały możliwe uszkodzenia lub nieprawidłowości, wraz z konsekwencjami które za sobą niosą. Ponieważ jedno uszkodzenie może pociągać za sobą wiele konsekwencji, każdemu z nich przyporządkowana została liczba priorytetu (ang. risk priority number, RPN). Wyznaczana jest ona na podstawie trzech, ocenianych w skali 1-5 (w przypadku niniejszej pracy) kryteriów:

- częstość występowania wady (ang. occurrence) - oznaczane jako S,
- znaczenie wady (ang. severity) - oznaczane jako O,
- poziom wykrywalności (ang. detection) - oznaczane jako D.

Tab. 2.1: Skale dla kryteriów oceny ryzyka [25]

Skala	Częstość występowania (O)	Znaczenie wady (S)	Poziom wykrywalności (D)	RPN	Opis
1	Nigdy	Żadne	Pewny	1	Brak ryzyka
2	Rzadko	Małe (niewielkie pogorszenie działania systemu, dostrzegalne przez użytkownika)	Wysoki	≤ 16	Małe ryzyko
3	Przeciętnie	Przeciętne (znaczące pogorszenie działania systemu, niezadowolenie użytkowników)	Przeciętny	≤ 30	Średnie ryzyko
4	Często	Duże (utrata funkcjonalności, znaczące niezadowolenie użytkowników)	Niski	≤ 125	Duże ryzyko
5	Bardzo często	Krytyczne (dalsza praca systemu nie jest możliwa)	Niemożliwe		

Tab. 2.1 przedstawia podział kryteriów w zależności od wartości skali oraz opis ryzyka w zależności od wartości liczby priorytetu RPN. Zgodnie z równaniem 2.1 maksymalna wartość liczby priorytetu dla każdego uszkodzenia jest równa 125.

$$RPN = S \times O \times D \quad (2.1)$$

W niniejszym przeglądzie przedstawione zostały uszkodzenia o największej liczbie ryzyka ($RPN \geq 30$). Wyselekcjonowano je ze zbioru opracowanego w trakcie redagowania pracy przejściowej [35]. W Tab. 2.2 zestawione zostały uszkodzenia dotyczące głównych komponentów systemu, wraz z nieprawidłowościami mogącymi występować w założonych funkcjonalnościach wybranych podzespołów.

W celu określenia konsekwencji wynikających z potencjalnych nieprawidłowości lub uszkodzenia któregoś z elementów systemu konieczne było ustalenie warunków panujących w trakcie przeprowadzania eksperymentów:

- platforma multiwiralnikowca może pracować w trybie autonomicznym lub manualnym,
- znajdujący się w pobliżu pilot bezpieczeństwa (ang. safety pilot) ma możliwość przejęcia kontroli nad obiektem w każdej chwili,
- obiekt nie znajduje się w pobliżu przeszkód,
- niewielki wiatr lub jego brak.

Wykorzystanie metody FMEA umożliwiło zidentyfikowanie oraz zlokalizowanie uszkodzeń i nieprawidłowości, które mogą występować w systemie multiwiralnikowej bezzałogowej platformy latającej (Rys. 2.2). Każdą pozycję można przyporządkować jednej z trzech kategorii:

- uszkodzenie elektroniczne,
- uszkodzenie mechaniczne,
- błąd komunikacji.


Wszystkie uszkodzenia i błędy zostały przyporządkowane właściwej kategorii, uporządkowane względem liczby ryzyka RPN oraz przedstawiono im proponowane rozwiązanie (jeżeli zostało znalezione) w Tab. 2.3.


Tab. 2.2: FMEA dla systemu multiwirtualowca [35]

Nr	Część/ układ/ proces	Funkcja	Potencjalne uszkodzenie/ wada	Potencjalny skutek	Potencjalna przyczyna	Bieżąca kontrola	Częstość	Znaczenie	Wykrywalność	RPN
A10	Kontroler lotu	łączy logiczne i fizyczne komponenty systemu	Uszkodzenie modułu zasilającego	Brak zasilania kluczowych komponentów obiektu	Zbyt niskie napięcie akumulatora, zwarcie, uszkodzenie komponentu elektronicznego lub linii zasilających	Brak	2	5	5	50
A11	Kontroler lotu	łączy logiczne i fizyczne komponenty systemu	Uszkodzenie mikroprocesora	Nagły brak kontroli nad obiektem, wypadek obiektu	Uszkodzenie linii zasilających, błąd oprogramowania,	Brak	3	5	5	75
A13	Kontroler lotu	łączy logiczne i fizyczne komponenty systemu	Uszkodzenie czujnika IMU (częściowe/całociowe)	Brak informacji o orientacji, wysokości platformy, utrata kontroli nad obiektem	Błędne odczytywanie danych, uszkodzenie modułu zasilającego,	Brak	3	5	3	45
A30	Akumulator	Zasilanie platformy	Nagłe uszkodzenie akumulatora	Wypadek obiektu na skutek utraty mocy silników i pozostałych komponentów	Kolizja, zwarcie	Brak	2	5	5	50
A31	Akumulator	Zasilanie platformy	Spadek napięcia poniżej poziomu dopuszczalnego	Uszkodzenie akumulatora, utrata mocy silników i pozostałych komponentów, wypadek obiektu	Niewłaściwe monitorowanie napięcia akumulatora, brak reakcji użytkownika na niski jego poziom	Pomiar napięcia, alarmowanie użytkownika	4	5	3	60
A40	Układ napędowy	Generowanie siły nośnej i momentów stabilizujących obiekt	Silne wibracje, rezonans ramy	Zakłócanie czujników, utrudniona kontrola, uszkodzenie podzespołów	Utrata części śmigła, uszkodzenie silnika, niewyważenie śmigieł i silników	Wyważenie śmigieł i silników	3	5	5	75
A41	Układ napędowy	Generowanie siły nośnej i momentów stabilizujących obiekt	Uszkodzenie jednostki napędowej	Utrata kontroli nad obiektem, wypadek	Kolizja, utrata śmigła, uszkodzenie silnika lub jego sterownika	Brak	3	5	5	75
A43	Układ napędowy	Generowanie siły nośnej i momentów stabilizujących obiekt	Uszkodzenie sterownika silnika bezszczotkowego	Utrata kontroli nad obiektem, wypadek	Przegrzanie, zwarcie, błąd programu mikroprocesora	Brak	2	5	3	30
Kontroler lotu - mikroprocesor										
B10	Estymacja orientacji	Określanie orientacji platformy na podst. danych z czujników	Brak danych z wykorzystywanych czujników	Nieemożliwa stabilizacja obiektu	Uszkodzenie wykorzystywanych czujników	Brak	2	5	5	50
B21	Algorytmy stabilizujące	Stabilizacja obiektu na podstawie jego orientacji	Złe parametry kontrolera	Utrudnione sterowanie obiektem	Zmiana obciążenia, właściwości geometrycznych platformy	Brak	3	4	4	48
Wyposażenie naziemne										
B30	Komunikacja radiowa	Manualne sterowanie obiektem	Brak połączenia	Brak kontroli nad obiektem	Brak zasięgu, uszkodzony nadajnik lub odbiornik	Brak	4	4	2	32
B31	Komunikacja radiowa	Manualne sterowanie obiektem	Niepoprawne odbierane przez obiekt dane	Błędne dane są rozpoznawane i odrzucane, brak reakcji obiektu	Obiekt poza zasięgiem, zakłócenia	Stosowanie sum kontrolnych	5	3	2	30

Tab. 2.3: Zestawienie uszkodzeń wysokiego ryzyka

Numer ryzyka	Oznaczenie FMEA	Część systemu Komponent/proces	Uszkodzenie/wada	Częstość	Znaczenie	Wykrywalność	RPN	Proponowane rozwiązanie
1	A11	Kontroler lotu	Uszkodzenie mikroprocesora	3	5	5	75	Redundantny mikroprocesor, monitorowanie działania pierwszego (mastera)
2	A40	Układ napędowy	Silne wibracje, rezonans ramy	3	5	5	75	Algorytm wykrywający ten typ uszkodzenia przed startem platformy
3	A41	Układ napędowy	Uszkodzenie jednostki napędowej	3	5	5	75	Stosowanie konfiguracji platformy wyposażonych w redundantne jednostki napędowe
4	A31	Akumulator	Spadek napięcia poniżej dopuszczalnego poziomu	4	5	3	60	Właściwe monitorowanie napięcia akumulatora, ostrzeżenie użytkownika, autonomiczne lądowanie
5	A10	Kontroler lotu	Uszkodzenie modułu zasilającego	2	5	5	50	Redundantny moduł zasilający
6	A30	Akumulator	Nagłe uszkodzenie akumulatora	2	5	5	50	Stosowanie dwóch akumulatorów o wystarczającej wydajności prądowej w przypadku uszkodzenia jednego
7	B10	Estymacja orientacji	Brak danych z wykorzystywanych czujników	2	5	5	50	Redundantny czujnik IMU
8	B21	Algorytm stabilizujący	Złe parametry kontrolera	3	4	4	48	Brak
9	A13	Kontroler lotu	Uszkodzenie czujnika IMU (częściowe/ całościowe)	3	5	3	45	Redundantny czujnik IMU, algorytm wykrywający uszkodzenie
10	B30	Komunikacja radiowa	Brak połączenia	4	4	2	32	Algorytm wykrywający brak reakcji pilota przez zbyt długi czas, powrót do miejsca startowego, autonomiczne lądowanie
11	B31	Komunikacja radiowa	Niepoprawne odbierane przez obiekt dane	5	3	2	30	Utrzymywanie pozycji, powrót do miejsca startowego
12	A43	Układ napędowy	Uszkodzenie sterownika silnika bezszczotkowego	2	5	3	30	Algorytm wykrywający uszkodzenie sprzężony z redundantnym sterownikiem silnika bezszczotkowego

 Uszkodzenia mechaniczne

 Uszkodzenia elektroniczne

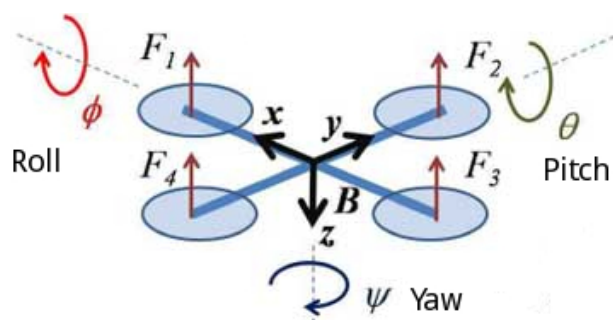
 Błędy komunikacji

Ponieważ jednym z głównych założeń pracy jest możliwość celowego wprowadzania wybranych uszkodzeń, konieczne było wskazanie minimum trzech pozycji z Tab. 2.3, które zostaną zrealizowane podczas eksperymentu i na podstawie których przeprowadzona zostanie weryfikacja. W trakcie wyboru kierowano się głównie możliwością ich realizacji w rzeczywistości. Wybrano zatem:

- uszkodzenie elektroniczne polegające na wyłączeniu sterownika silnika bezszczotkowego,
- uszkodzenie mechaniczne polegające na uszkodzeniu fragmentu śmigła,
- błąd komunikacji polegający na utracie łączności z pilotem.

2.3. Charakterystyka wybranych kontrolerów lotu

Kontroler lotu (autopilot) jest układem elektronicznym, którego podstawowym zadaniem jest realizacja stabilnego lotu platformy zgodnie z otrzymywanymi komendami. Steruje on prędkością każdego z wirników, co przekłada się na odpowiednie ustawienie obiektu w przestrzeni, umożliwiając lot w pożądanym kierunku. Orientacje wielowirnikowca określają trzy kąty przedstawione na Rys. 2.3. Przykładowo, lot "do przodu" jest ruchem wzdłuż dodatnich wartości osi X i realizowany jest poprzez przechylenie platformy o kąt pitch.



Rys. 2.3: Kąty określające orientację platformy quadcoptera [13]

Podobnie jak w wielu dziedzinach techniki (robotyka [7], nawigacja [8], analiza ruchu człowieka [23]), tak i w awionice jednym z głównych problemów jest poprawne określanie położenia i orientacji obiektu. W przypadku bezzałogowych obiektów latających problem ten rozwiązują czujniki inercyjne. Nie uzależniają one obiektu od pracy w danym środowisku lub lokalizacji, jednakże kosztem dokładności. W teorii, znając pozycję początkową obiektu oraz posiadając idealny czujnik, istnieje możliwość ustalenia aktualnej orientacji z wykorzystaniem samego żyroskopu. W praktyce jednak czujniki służące do zastosowań konsumenckich posiadają duży dryf. Kompensację dryfu umożliwia sprzężenie żyroskopu z innymi czujnikami (dostarczającymi dodatkowe odniesienie), takimi jak: akcelerometr (tworząc układ inercyjny IMU, ang. inertial measurement unit), lub akcelerometr i magnetometr (tworząc układ AHRS, ang. attitude and heading reference system). Odniesieniem układu IMU jest kierunek siły grawitacji. Umożliwia on zatem absolutny pomiar kąta pitch i roll (Rys. 2.3). Układ AHRS, zwany również MARG (ang. magnetic, angular rate and gravity) dzięki magnetometrowi posiada dodatkowe odniesienie w postaci ziemskiego pola magnetycznego. Pozwala to na absolutny pomiar kąta yaw (względem biegunów ziemskich) [24].

W niniejszym przeglądzie kontrolerów lotu wzięto pod uwagę tylko te, które poza podstawową funkcjonalnością posiadają układy bądź algorytmy świadczące o odporności na błędy i uszkodzenia.

2.3.1. DJI NAZA A2

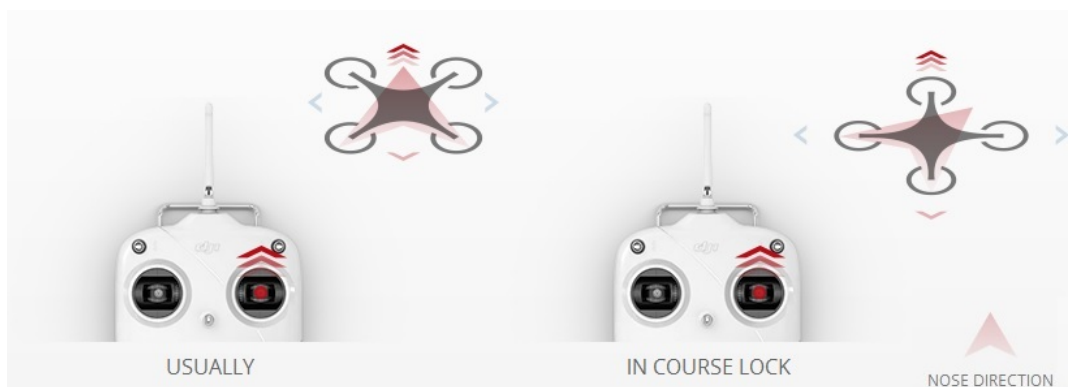
Kontroler lotu A2 to najbardziej zaawansowany kontroler firmy DJI. Ze względu na bogatą funkcjonalność ale też i wysoką cenę znajduje zastosowanie głównie na polu komercyjnym. Ze względu na brak dostępu do kodu źródłowego czy danych wyjściowych nie istnieje możliwość tworzenia własnych aplikacji w celu przeprowadzania np. misji autonomicznych.



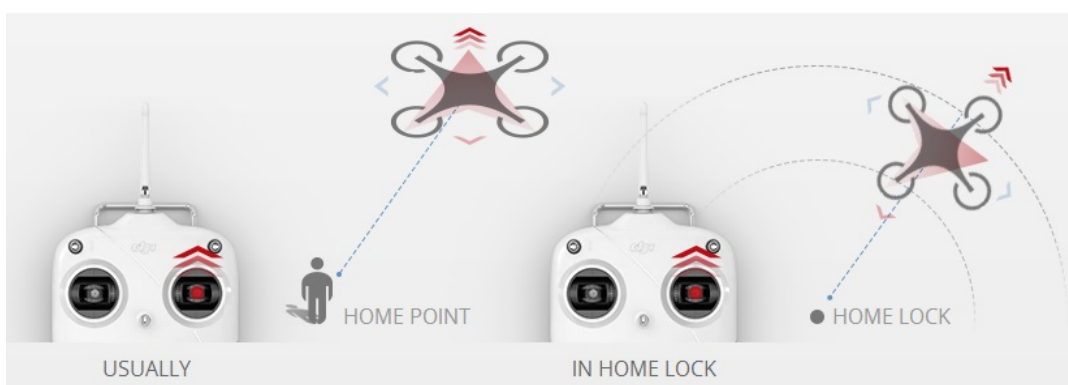
Rys. 2.4: Kontroler lotu DJI NAZA A2 [16]

Funkcje zaimplementowane w kontrolerze:

- powrót do miejsca startowego (np. w przypadku utraty łączności),
- wyznaczanie trasy wg. współrzędnych,
- kompensacja błędu kursu,
- wsparcie podczas startowania platformy przy nierównym podłożu,
- wsparcie pilotażu w przypadku wykrycia awarii silnika. Uszkodzenie jednego z silników powoduje utrzymywanie aktualnej wysokości oraz "krążenie" wokół wadliwego wirnika, co ułatwia bezpieczne wylądowanie,
- wbudowany odbiornik dla nadajników: Futaba FASST, DJI DESST,
- wsparcie dla zewnętrznych odbiorników: Futaba S-Bus, S-Bus2, DSM2,
- funkcja Intelligent Orientation Control (IOC)
 - tryb Course Lock -układ osi ustalany jest przy starcie, i nie ulega zmianie podczas lotu (Rys. 2.5),
 - tryb Home Lock -układ osi i ruch do przodu zawsze pokrywa się z prostą łączącą pozycję startową i aktualną (Rys. 2.6),
- tryb Point of Interest (POI) -układ osi zwrócony jest w kierunku ustalonego punktu (Rys. 2.7),



Rys. 2.5: Tryb Course Lock [16]



Rys. 2.6: Tryb Home Lock [16]



Rys. 2.7: Tryb Point of Interest [16]

- możliwość sprzęgnięcia ze sobą ruchów wokół osi Y i Z (roll, yaw) w celu ułatwienia lotu po łuku,
- możliwość podłączenia automatycznego podwozia,

2.3.2. ZERO TECH GEMINI

Pod względem niniejszego projektu, kontroler lotu firmy ZERO TECH (Rys. 2.8) jest układem o największym stopniu odporności na uszkodzenia. Jest to pierwszy na świecie autopilot posiadający redundancję sprzętową:

- autopilota wraz z czujnikiem IMU,
- odbiornika GPS z kompasem.

Przy użyciu odpowiedniej aplikacji, użytkownik jest w stanie podglądać status każdego z kontrolerów (GEMINI M -master oraz GEMINI S -slave) z poziomu komputera. Wykrycie przekłamań (lub zbyt dużego dryftu) w odbieranych danych powoduje przełączenie się systemu na wykorzystanie zapasowego czujnika, jednocześnie alarmując o tym użytkownika. Istnieje możliwość korzystania z różnych konfiguracji, np.: odbierania danych czujnika IMU wchodzącego w skład urządzenia typu master oraz sygnału odbieranego z modułu GPS urządzenia typu slave.



Rys. 2.8: ZERO TECH GEMINI [20]

Funkcje zaimplementowane w kontrolerze:

- powrót do miejsca startowego,
- wyznaczanie trasy wg. współrzędnych,
- funkcja Intelligent Orientation Control (IOC),
- auto-zapisywanie logów na minutę przed zatrzymaniem silników,
- wskazywanie współrzędnych lotu przy użyciu Google Maps (maksymalnie 256 punktów),
- konfiguracja urządzenia z wykorzystaniem aplikacji na urządzenia mobilne,

Układ ten, poza powrotem do punktu startowego w przypadku utraty połączenia (o ile został podłączony odbiornik GPS), nie wspiera pilota w razie wystąpienia uszkodzenia, jednakże jako jedyny posiada wyprowadzone i dostępne dla użytkownika dane z wszystkich czujników. Istnieje dzięki temu możliwość zaprojektowania własnych układów i algorytmów odpornych na błędy, korzystając z pokładowych danych tego autopilota.

Funkcje zaimplementowane w kontrolerze:

- powrót do miejsca startowego,
- wyznaczanie trasy wg. współrzędnych,
- liczne możliwości połączeń dla dodatkowych urządzeń peryferyjnych (UART, I2C, CAN),
- zintegrowany system tworzenia kopii zapasowych do odzysku w czasie lotu i sterowania ręcznego z dedykowanym procesorem i osobnym zasilaniem,
- planowanie trasy z poziomu komputera.

2.3.4. DJI NAZA-M LITE

Kontroler lotu NAZA-M LITE (Rys. 2.11) to układ udostępniony przez Koło Naukowe Metod Sztucznej Inteligencji AI-METH na rzecz niniejszej pracy dyplomowej. Jest to bardzo okrojona wersja układu NAZA A2 (Rys.2.4). Ze względu na niską (w porównaniu z innymi układami) cenę, jest to rozwiązanie często stosowane przez hobbystów dla lotów rekreacyjnych.



Rys. 2.11: Kontroler lotu DJI NAZA-M LITE [16]

Podobnie jak w przypadku kontrolera lotu 3DR Pixhawk (Rys. 2.10), jedyną funkcjonalnością NAZA-M LITE wspierającą pilota jest powrót do punktu startowego i autonomiczne lądowanie w przypadku utraty połączenia radiowego. W układzie tym nie istnieje możliwość wykorzystania danych pokładowych przez użytkownika dla własnych celów.

Rozdział 3

Projekt i wykonanie prototypu układu mechatronicznego

W rozdziale tym przedstawiono proces projektowania warstwy sprzętowej (elektronicznej i mechanicznej) bezzałogowej platformy latającej będącej przedmiotem niniejszej pracy. Przedstawiona została również koncepcja wprowadzania uszkodzeń.

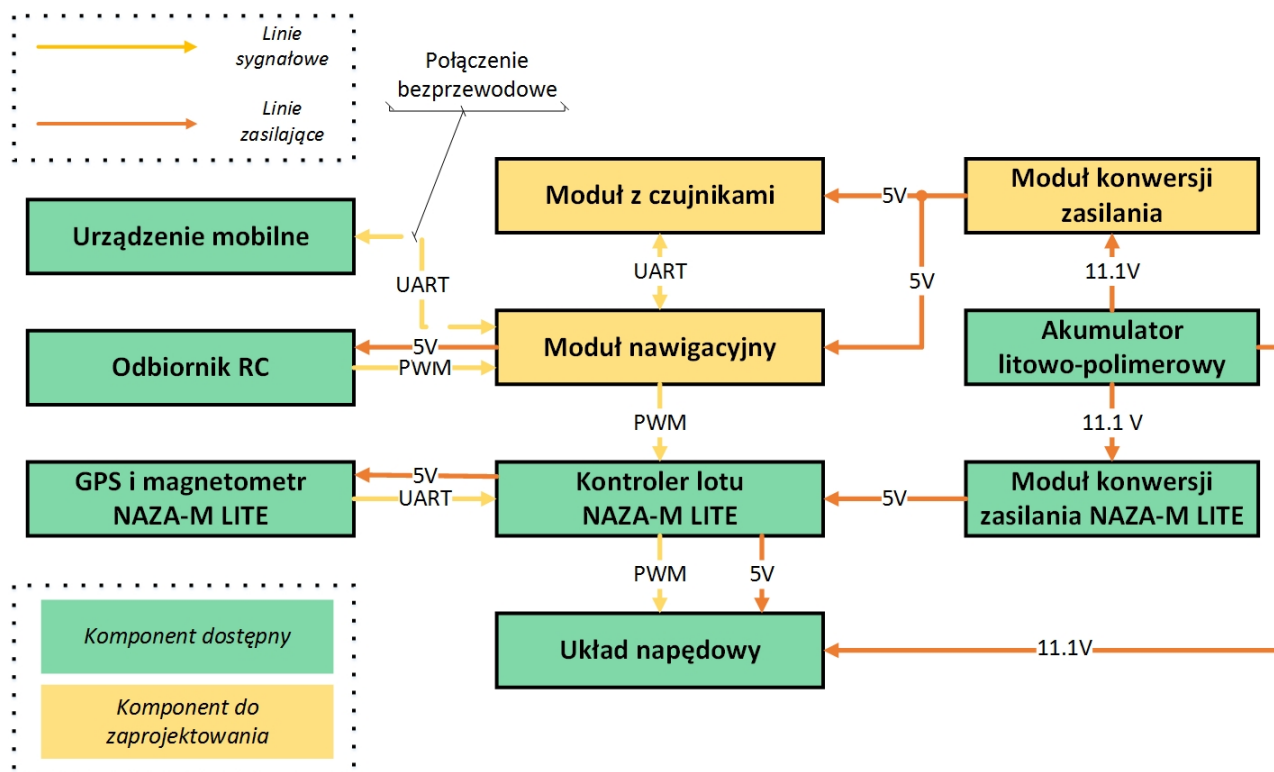
3.1. Koncepcja układu mechatronicznego

Brakującym ogniwem systemu zaprezentowanego na Rys. 2.2 jest układ wprowadzający uszkodzenia oraz zapisujący dane czujników znajdujących się na pokładzie obiektu. Ponieważ jednak dane rejestrowane przez wykorzystywany kontroler lotu (NAZA-M LITE) nie są udostępniane istnieje konieczność opracowania układu (bądź wykorzystania gotowego) wyposażonego w odpowiednie czujniki. Poniżej przedstawione zostały główne założenia projektowe (opracowane na łamach pracy przejściowej [35]) dotyczące platformy:

1. Projektowany wielowirnikowy bezzałogowy obiekt latający jest obiektem o czterech wirnikach (quadcopter).
2. Całkowita masa platformy do 1,5 [kg].
3. Istnieje możliwość celowego wprowadzania uszkodzeń wskazanych w rozdziale 2.2.
4. Obiekt może być kontrolowany zarówno z poziomu aparatury RC, jak i urządzenia mobilnego.
5. Istnieje możliwość awaryjnego przejęcia kontroli przez aparaturę RC, wykluczając sterowanie przez urządzenie mobilne.
6. Obiekt rejestruje dane z czujników do pamięci zewnętrznej.
7. Zaprojektowany układ posiada wyprowadzone złącze portu szeregowego dla innego układu (np. minikomputera), umożliwiając rozwój algorytmów sterujących w przyszłości.

Na Rys. 3.1 przedstawiony został system sterowania quadcoptera z możliwością wprowadzania uszkodzeń. Zauważyć można analogię do systemu wcześniejszego (Rys. 2.2), jednak został on rozszerzony o nowe układy. Zdecydowano, że konstrukcja układu będzie modułowa. Dlatego wyróżnić można:

- moduł konwersji zasilania - układ zapewniający odpowiednie zasilanie oraz wydajność prądową dla wymaganych, nowych komponentów,
- moduł nawigacyjny - układ wprowadzający uszkodzenia, przetwarzający dane sterujące, decydujący o użytkowniku, rejestrujący dane pomiarowe do pamięci zewnętrznej oraz umożliwiający komunikację z układami dodatkowymi,
- moduł z czujnikami - układ określający orientację platformy w przestrzeni, dodatkowo również wysokość, odległość od przeszkody.



Rys. 3.1: System sterowania quadcoptera z możliwością wprowadzania uszkodzeń

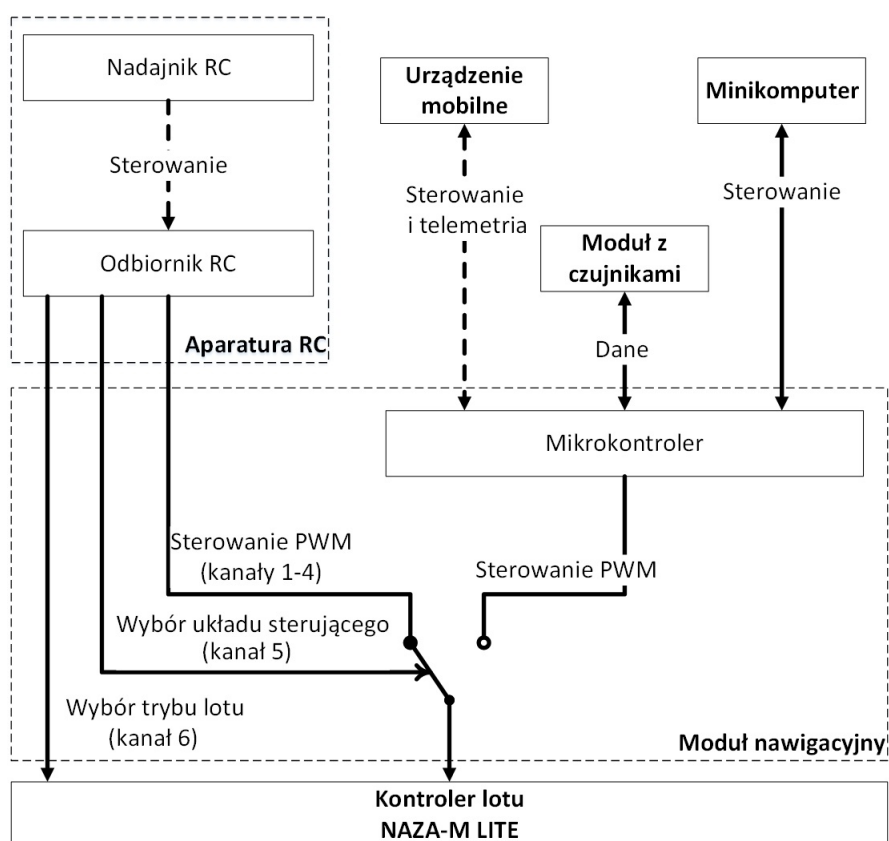
3.1.1. Sterowanie platformą

Zgodnie z zaproponowanym systemem, bezzałogowy obiekt latający nawiązuje bezprzewodową komunikację z aparaturą radiową oraz z urządzeniem mobilnym. Udostępniona w ramach realizacji niniejszej pracy aparatura przedstawiona została na Rys. 3.2. Na rysunku tym przedstawiono również sposób zmiany orientacji platformy zgodnie z przyjętym układem współrzędnych (Rys. 2.3). Odbiornik wchodzący w skład aparatury radiowej generuje 6 sygnałów o modulowanej szerokości impulsu (ang. pulse-width modulation) i częstotliwości około 50 [Hz]. Cztery kanały służą do sterowania obiektem, a kolejny jeden jest wymagany do zmiany trybu lotu wykorzystywanego kontrolera. Będąc w powietrzu, platforma może wykorzystywać dane z odbiornika GPS (GPS Attitude mode) lub nie (Attitude mode). Pierwszy tryb pozwala na precyzyjny zawis platformy w powietrzu (o ile otrzymywany sygnał GPS jest poprawny).



Rys. 3.2: Dostępna aparatura RC [15]

Na Rys. 3.3 przedstawiona została idea sposobu przełączania układu sterującego. Do modułu nawigacyjnego podłączone zostają 3 układy, które mają możliwość sterowania. Pierwszy z nich to aparatura RC. Drugim jest urządzenie mobilne. Trzeci układ może w przyszłości stanowić minikomputer.



Rys. 3.3: Schemat ideowy przedstawiający sposób sterowania platformą

Może on realizować przykładowo misje autonomiczne. Dane z drugiego i trzeciego układu stanowią wejście do mikrokontrolera, gdzie z wykorzystaniem odpowiedniego protokołu komunikacyjnego zostają one przetworzone. Na ich podstawie generowane są sygnały sterujące zgodne ze standardem

aparatury. Mikrokontroler decyduje również o układzie, którego dane sterujące są brane pod uwagę. Ponieważ jednak zarówno łączność Bluetooth (urządzenie mobilne), jak i działanie minikomputera może okazać się zawodne, aparatura sterująca ma możliwość przejęcia kontroli nad obiektem w każdej chwili niezależnie od pozostałych układów. W zależności od pozycji dwu-pozycyjnego przełącznika znajdującego się na nadajniku radiowym (z którym sprzęgnięty jest ostatni dostępny kanał) do kontrolera lotu trafiają sygnały wygenerowane przez odbiornik lub mikrokontroler. W przypadku, gdy obiektem steruje użytkownik z poziomu aparatury, bądź mikrokomputer, urządzenie mobilne wciąż ma możliwość prowadzenia telemetrii, gdyż zaproponowany sposób przełączania dotyczy jedynie danych sterujących.

3.1.2. Wybrane układy pomiarowe

Jednym z etapów planowanego eksperymentu jest zebranie danych z wykorzystywanych czujników zarówno przed, jak i po wystąpieniu uszkodzenia. Zebrane dane będą mogły zostać następnie przeanalizowane, a na ich podstawie zostaną wyciągnięte stosowne wnioski. Jednak w związku z faktem, iż dane uzyskiwane przez wykorzystywany kontroler lotu nie są udostępniane do zewnętrznego użytku, istnieje konieczność wykorzystania gotowego modułu, bądź opracowania własnego. W module z czujnikami (Rys. 3.1) przewiduje się możliwość wykorzystania układów takich jak:

- żyroskop - wyznaczanie prędkości kątowych,
- akcelerometr - wyznaczanie przyspieszeń liniowych,
- magnetometr - wykrywanie zmian pola magnetycznego,
- czujnik ciśnienia - wyznaczenie wysokości względnej,
- odbiornik GPS - wyznaczanie wysokości bezwzględnej, pozycji na mapie,
- analogowy czujnik odległości wykorzystujący podczerwień,
- cyfrowy czujnik odległości wykorzystujący fale ultradźwiękowe.

Dla niniejszego projektu najważniejszymi układami pomiarowymi są akcelerometr i żyroskop. Na podstawie danych z tych czujników istnieje możliwość określenia orientacji platformy w stopniu wystarczającym. Przewiduje się również wykorzystanie przetwornika analogowo-cyfrowego w celu pomiaru aktualnego napięcia wykorzystywanego źródła zasilania.

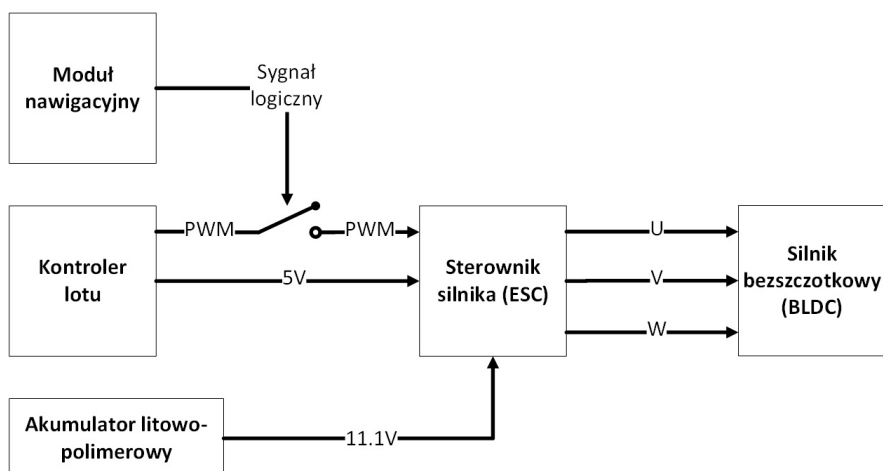
3.1.3. Metody wprowadzania wybranych uszkodzeń

W tym podrozdziale przedstawiona została koncepcja wprowadzania wybranych uszkodzeń. Na jej podstawie opracowane zostaną odpowiednie układy bądź algorytmy służące do ich wprowadzania.

Uszkodzenie elektroniczne

W celu wprowadzenia uszkodzenia sterownika silnika zaproponowano rozwiązanie przedstawione na Rys. 3.4. Podstawowo kontroler lotu generuje sygnał PWM, który stanowi wejście do układu sterownika. Ten z kolei steruje silnikiem bezszczotkowym, przełączając odpowiednio fazy oznaczone na rysunku jako U, V, W. Do układu dodany został układ przełączający, który na komendę modułu nawigacyjnego odłączy generowany przez kontroler lotu sygnał sterujący. Wskutek tego przerwane

zostanie sterowanie silnika. Rozwiązanie to pozwoli na uzyskanie pożądanego skutku, bez faktycznego niszczenia układu sterownika.



Rys. 3.4: Sposób wprowadzenia uszkodzenia elektronicznego

Uszkodzenie mechaniczne

Mechaniczny sposób uszkodzenia jednostki napędowej wiąże się ze zniszczeniem jednego ze śmigieł (całkowitym lub jego fragmentu). W trakcie trwania eksperymentu przewiduje się wykorzystanie serwomechanizmu (Rys. 3.5). Na komendę modułu nawigacyjnego orczyk zagrozi drogę śmigła, które zostanie uszkodzone.



Rys. 3.5: Serwomechanizm TowerPro MG995 [19]

Błąd komunikacji

Wystąpienie zaniku komunikacji pomiędzy pilotem a bezałogowym obiektem latającym sprowadza się do wykorzystania dodatkowej funkcji warunkowej w programie mikrokontrolera modułu nawigacyjnego, bądź aplikacji urządzenia mobilnego. Na komendę użytkownika, nastąpi przerwanie wysyłania komend sterujących (po stronie urządzenia mobilnego), bądź przerwanie odbierania danych sterujących (po stronie obiektu sterowanego), aż do jego odwołania.

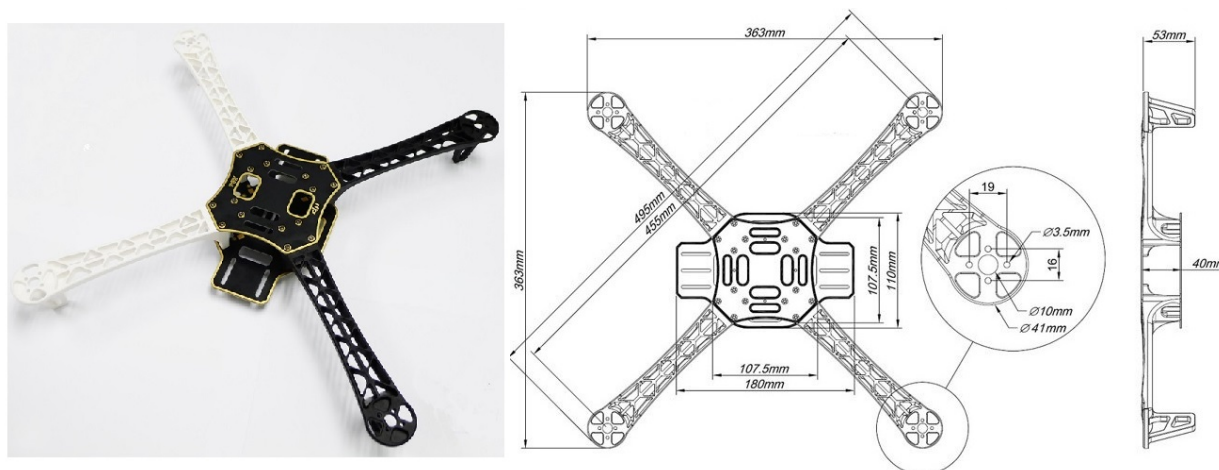
3.2. Projekt układu mechanicznego

Niniejszy projekt dotyczy quadcoptera, a więc platformy o liczbie wirników równej 4. W odróżnieniu od tradycyjnych helikopterów, w przypadku platform wielowirnikowych każdy z silników odpowiedzialny jest za udźwig tylko części platformy (w tym przypadku 1/4 jej wagi). Zauważyć można zatem jedną z zalet wielowirnikowców - możliwość stosowania silników mniej skomplikowanych, o mniejszej mocy, tańszych. W skład układu mechanicznego platformy wchodzi przede wszystkim:

- rama - jest elementem nośnym i łączy wszystkie komponenty w całość,
- wirniki - silniki bezszczotkowe sterowane indywidualnie, które napędzają śmigła,
- śmigła - generujące siłę ciągu,
- inne elementy - stanowiące mocowania i osłony układów elektrycznych i elektronicznych.

3.2.1. Rama platformy

Rama powinna być sztywna, lekka, wytrzymała oraz w miarę możliwości minimalizująca drgania pochodzące od silników. W tym przypadku zastosowano popularną, łatwo dostępną oraz taną ramę przedstawioną na Rys. 3.6.

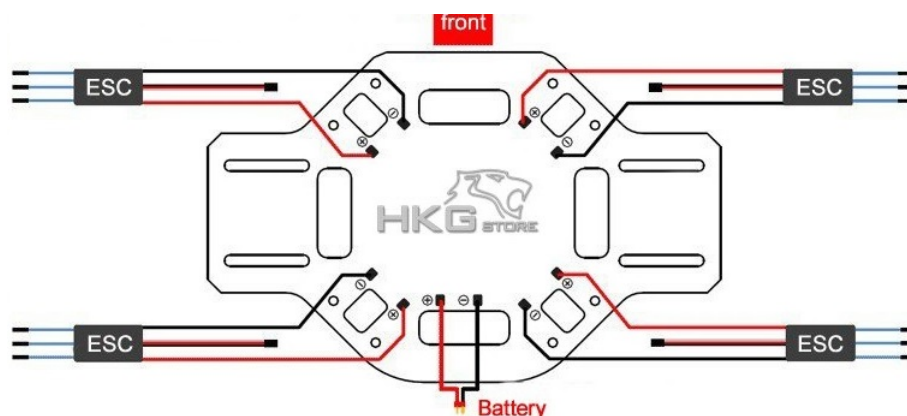


Rys. 3.6: Zastosowana rama platformy i jej wymiary [12]

Składa się ona z ramion wykonanych z tworzywa sztucznego (PA66) oraz z płyt centralnych wykonanych z włókna szklanego. Dzięki wyprowadzonym stykom na dolnej płycie możliwa jest dystrybucja energii akumulatora wśród silniki i ich sterowniki. Zasada działania i sposób jej podłączenia przedstawiony został na Rys. 3.7. Płyty te posiadają również dużą ilość rowków i otworów montażowych, co daje możliwość montażu wielu podzespołów w prosty sposób.

3.2.2. Jednostka napędowa

W celu doboru silnika konieczne jest ustalenie zakładanego udźwigu platformy. Jedną z zasad w trakcie doboru jednostki napędowej jest zapewnienie siły ciągu dwukrotnie wyższej od ciężaru wielowirnikowca. Zgodnie z założeniami przyjętymi w rozdziale 3.1, masa platformy nie powinna przekraczać 1,5 [kg]. Jeżeli siła ciągu jest zbyt niska, quadcopter może mieć trudności z wystartowaniem oraz poprawnym manewrowaniem. W przeciwnym wypadku (gdy ciąg jest zbyt wysoki w



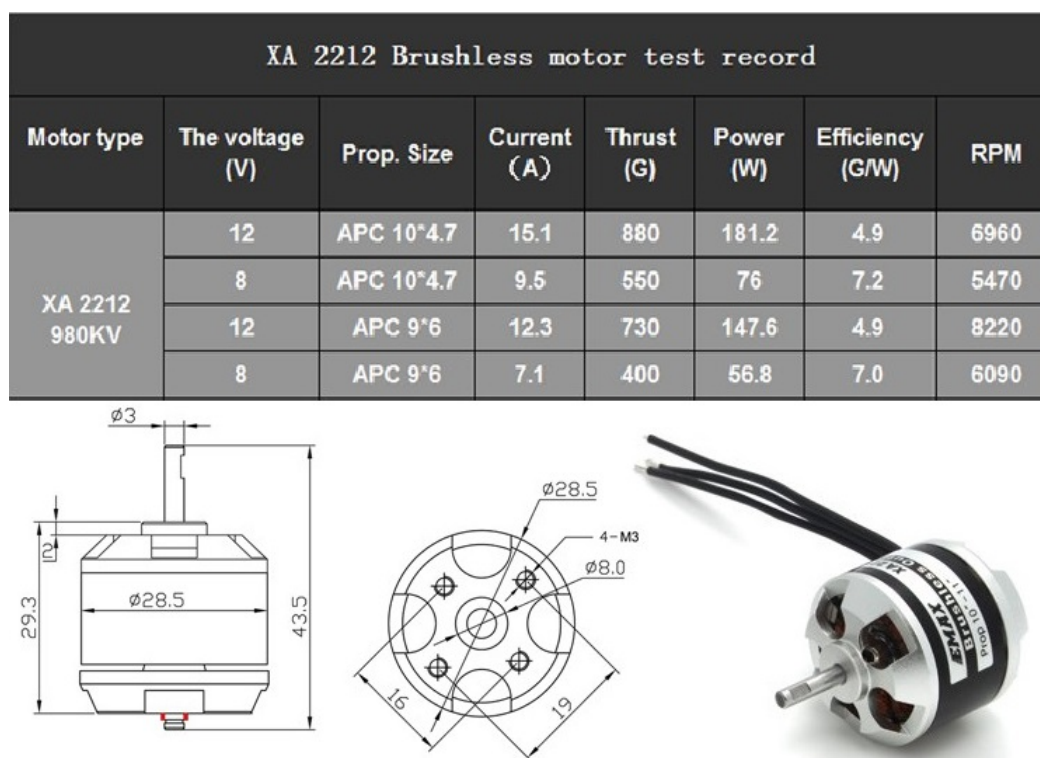
Rys. 3.7: Sposób podłączenia płyty dystrybuującej zasilanie [12]

stosunku do wagi platformy) platforma może być zbyt zwinna i trudna do opanowania w trakcie lotu. Możemy wyznaczyć zatem wymagany, minimalny ciąg dla każdego z czterech silników:

$$c = \frac{(waga * 2)}{silniki} \quad (3.1)$$

$$c = \frac{1500 * 2}{4} = 750g \quad (3.2)$$

Wybrany silnik bezszczotkowy i jego parametry przedstawione zostały na Rys. 3.8. Ciąg tego silnika równy jest 880 [g], co daje sumarycznie 3520 [g] ciągu dla całej platformy.



Rys. 3.8: Silnik bezszczotkowy EMAX XA2212 980KV [12]

Ze względu na brak doświadczenia postanowiono zastosować zalecane przez producenta silników dla tego typu konfiguracji śmigła o średnicy 10 cali i skoku 4,5 cala. Mniejsze śmigło łatwiej jest

rozpędzić lub wyhamować (ze względu na mniejszy moment bezwładności), jednakże posiada ono mniejszą sprawność. W przypadku wyboru skoku śmigła należy mieć na uwadze, że mniejszy skok oznacza niższy pobór prądu, większą stabilność platformy oraz mniejszą wymaganą moc silnika kosztem sprawności i manewrowości. Na etapie testów możliwe będzie doświadczalne porównanie różnych śmigieł oraz wybór właściwych dla tego projektu.

3.3. Projekt układu elektronicznego

Zgodnie z systemem sterowania przedstawionym na Rys. 3.1 konieczne było opracowanie trzech układów: modułu konwersji zasilania, modułu nawigacyjnego oraz modułu z czujnikami. Poniżej przedstawione zostały projekty każdego z nich. Zostały one opracowane przy wykorzystaniu oprogramowania Altium Designer.

3.3.1. Moduł konwersji zasilania

Ponieważ źródłem zasilania platformy jest akumulator litowo-polimerowy (3S¹ lub 4S) konieczne jest odpowiednie obniżenie tego napięcia do poziomów akceptowalnych przez poszczególne podzespoły elektroniczne. Przyjęto następujące ustalenia, które projektowany układ powinien spełniać:

- napięcie wejściowe minimum 9[V],
- napięcie wyjściowe 5[V],
- wydajność prądowa minimum 1[A] dla każdego wyprowadzenia,
- zabezpieczenie przed odwrotną polaryzacją napięcia zasilającego,
- wyprowadzone napięcie akumulatora (jako odniesienie dla pomiarów aktualnego stanu jego naładowania),
- przewidziane otwory montażowe.

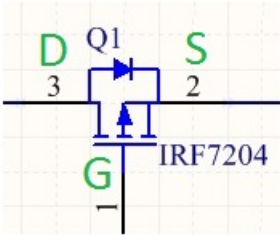
Zdecydowano się zaprojektować obwód w oparciu o przetwornicę step-down ST1S10 wykorzystywaną przy poprzednich projektach. Zgodnie z deklaracjami producenta, posiada ona aż do 90% sprawności oraz 3[A] wydajności prądowej [34]. Przeznaczeniem tego modułu jest zasilanie minimum trzech układów: modułu nawigacyjnego, modułu z czujnikami oraz minikomputera (opcjonalnie). Opracowane schematy elektryczne zamieszczone zostały w Dodatku A. Poszczególne komponenty dobrane i rozmieszczone zostały zgodnie z zaleceniami producentów.

Zabezpieczenie przed odwrotną polaryzacją

W celu zabezpieczenia obwodu przed podłączeniem odwrotnie spolaryzowanego źródła zasilania postanowiono wykorzystać nie tylko odpowiednie złącze, stanowiące zabezpieczenie w sposób mechaniczny, ale także opracować elektryczny fragment obwodu uniemożliwiający taką pomyłkę. W tym celu wykorzystany został tranzystor MOSFET typu P (Rys 3.10).

¹S- oznaczenie cel połączonych szeregowo

$V_{DSS} = -20V$
 $R_{DS(on)} = 0.060\Omega$



	Parameter	Max.	Units
$I_D @ T_A = 25^\circ C$	Continuous Drain Current, $V_{GS} @ 10V$	-5.3	A
$I_D @ T_A = 70^\circ C$	Continuous Drain Current, $V_{GS} @ 10V$	-4.2	
I_{DM}	Pulsed Drain Current ①	-21	
$P_D @ T_C = 25^\circ C$	Power Dissipation	2.5	W
	Linear Derating Factor	0.020	W/°C
V_{GS}	Gate-to-Source Voltage	± 12	V
dv/dt	Peak Diode Recovery dv/dt ②	-1.7	V/nS
T_J, T_{STG}	Junction and Storage Temperature Range	-55 to + 150	°C

Rys. 3.9: Parametry zastosowanego tranzystora MOSFET typu P [27]

Zgodnie z dokumentacją, dobrany tranzystor (IRF7204) zostanie w pełni włączony, gdy różnica napięć:

$$V_{GS} = V_G - V_S \quad (3.3)$$

znajdzie się w zakresie

$$-12V < V_{GS} < -4V \quad (3.4)$$

oraz wyłączony, gdy

$$0V < V_{GS} < 12V \quad (3.5)$$

ponieważ jednak źródłem zasilania obwodu ma być akumulator litowo-polimerowy 3S, a każda z cel może przyjmować napięcia z zakresu $3V \div 4.2V$, napięcie źródła zasilania wahać może się w zakresie $9V \div 12.8V$. Wartość maksymalna przekracza zatem dopuszczalne parametry tego tranzystora. W takim przypadku postanowiono wykorzystać diodę Zenera o parametrze $V_f = 10V$ po to, aby poszerzyć dopuszczalny zakres z $\pm 12V$ do $\pm 22V$ (Rys. 3.10).

Rezystor włączony pomiędzy bramkę tranzystora a masę gwarantuje "domyślne" wyłączenie tranzystora. Rozważyć można zatem dwa przypadki (dla akumulatora litowo-polimerowego 3S):

1. Prawidłowo podłączone źródło zasilania

$$V_{GS} = V_G - V_S = 0V - 12.8V = -12.8V \quad (3.6)$$

$$-22V < -12.8V < -4V \quad (3.7)$$

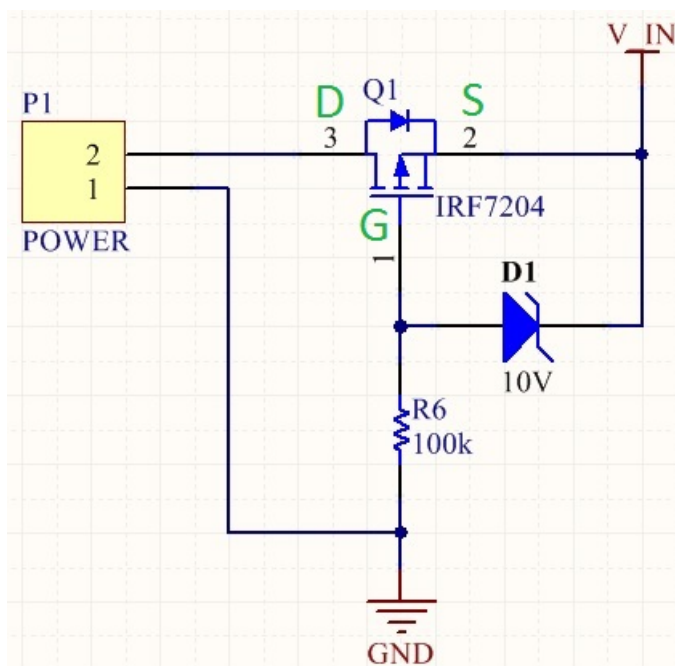
tranzystor zostanie w pełni włączony.

2. Nieprawidłowo podłączone źródło zasilania

$$V_{GS} = V_G - V_S = 12.8V - 0V = 12.8V \quad (3.8)$$

$$0V < 12.8V < 22V \quad (3.9)$$

tranzystor **nie zostanie** włączony.



Rys. 3.10: Zabezpieczenie przed niewłaściwą polaryzacją zasilania [27]

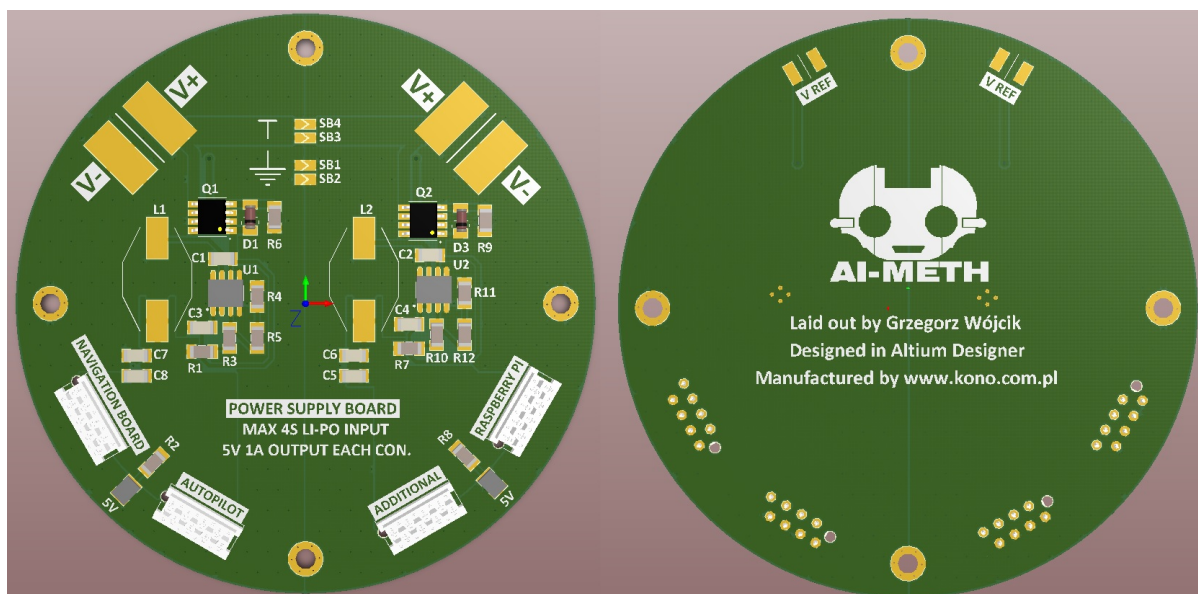
Biorąc pod uwagę opracowane zabezpieczenie i zastosowany tranzystor, możliwe jest stosowanie źródła zasilania o napięciu maksymalnie 20 [V], co daje możliwość bezpiecznego wykorzystywania akumulatorów nie tylko 3S, ale też 4S.

Niniejsze rozwiązanie posiada jednak pewną wadę, a mianowicie straty energii. Wynikają one z rezystancji pomiędzy bramkami "Drain" i "Source". W tym przypadku wartość ta wynosi 0.06Ω. Dla akumulatora 3S, zakładając maksymalny dla wykorzystanej przetwornicy pobór prądu 3 [A], straty mocy wyniosą zatem

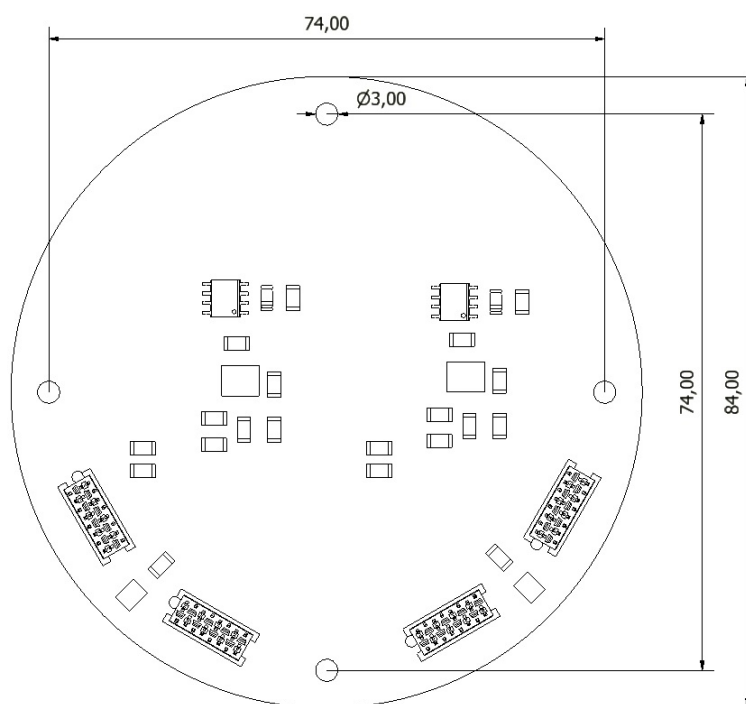
$$P = I^2 \times R = 3^2 \times 0.06 = 0.54W \quad (3.10)$$

Zaprojektowany obwód

Na Rys. 3.11 przedstawiona została wizualizacja obwodu. Postanowiono wykorzystać dwie przetwornice. Ma to na celu zapewnienie wystarczającej wydajności prądowej dla wykorzystywanych układów. Pozwala to również na stosowanie dwóch, niezależnych od siebie źródeł zasilania (jeżeli istnieje taka konieczność). Możliwe jest jednak stosowanie dwóch przetwornic dla jednego źródła. W tym celu należy wykorzystać zworki oznaczone jako SB1, SB2 (wspólna masa) oraz SB3, SB4 (wspólne źródło zasilania). Zapalenie diod oznaczonych jako 5V oznacza poprawne zasilenie układu. Na odwrocie obwodu (warstwa BOTTOM) znajdują się pola lutownicze o napięciu źródła. Mogą one zostać wykorzystane jako napięcie odniesienia dla układów monitorujących stan naładowania akumulatora. Otwory montażowe są zgodne z otworami znajdującymi się na ramie platformy (Rys. 3.6). Przewiduje się przykręcenie obwodów do ramy wykorzystując gwintowane tuleje dystansowe. Otwory są metalizowane, podłączone do masy (GND) a ich rozstaw oraz inne wymiary przedstawione zostały na Rys. 3.12.



Rys. 3.11: Wizualizacja zaprojektowanego modułu konwersji zasilania - warstwy TOP i BOTTOM



Rys. 3.12: Wymiary modułu konwersji zasilania

3.3.2. Moduł nawigacyjny

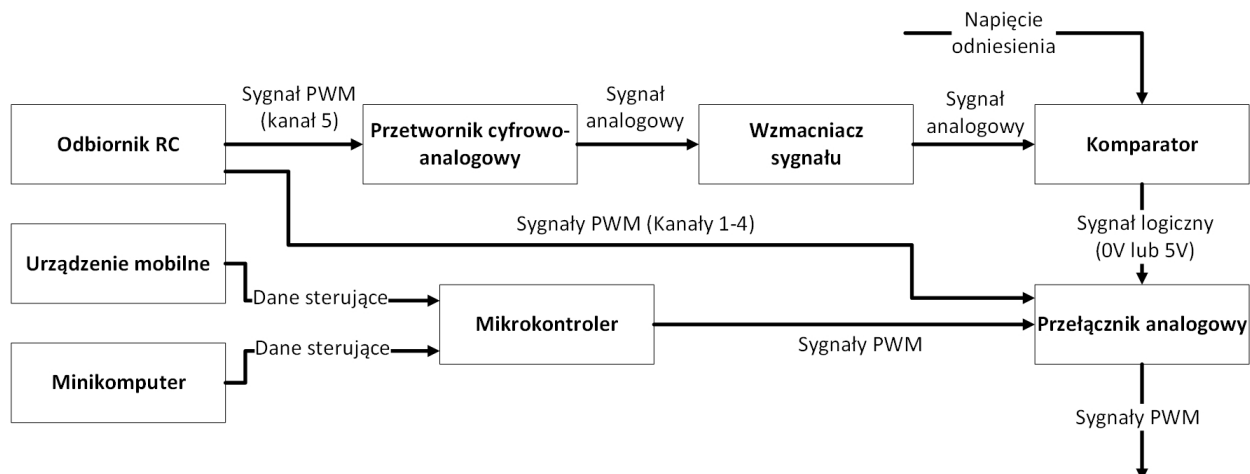
Kolejnym elementem systemu jest moduł nawigacyjny. Zadania postawione temu układowi:

- wprowadzanie uszkodzenia elektronicznego, mechanicznego oraz błędu komunikacji,
- komunikacja radiowa (Bluetooth) z urządzeniem mobilnym,
- przetwarzanie przychodzących komend sterujących,
- generowanie sygnałów sterujących i wysyłanie ich do kontrolera lotu,

- zapewnienie możliwości awaryjnego przejęcia kontroli nad obiektem przez aparaturę RC,
- odbieranie danych z modułu z czujnikami i ich zapis na kartę SD,
- przewidziane złącze dla komunikacji szeregowej z minikomputerem.

Układ decyzyjny

Dostępna dla celów niniejszego projektu aparatura sterująca posiada 6 kanałów. Poza podstawowymi czterema (służącymi do sterowania bezzałogową platformą latającą) istnieje możliwość wykorzystania pozostałych dwóch do innych celów. Kanały te jednak, w tym przypadku, mogą zostać przypisane jedynie przełącznikom dwu-pozycyjnym (w które wyposażona jest aparatura). Swoje zastosowanie znaleźć mogą przykładowo do ustawiania serwomechanizmu w jednej z dwóch ustalonych pozycji. Ponieważ uzyskiwany sygnał wciąż jest sygnałem PWM, opracowano rozwiązanie pozwalające na rozróżnianie pozycji przełącznika w sposób sprzętowy, tj. bez konieczności pisania programu dla wykorzystanego mikroprocesora (Rys. 3.13).



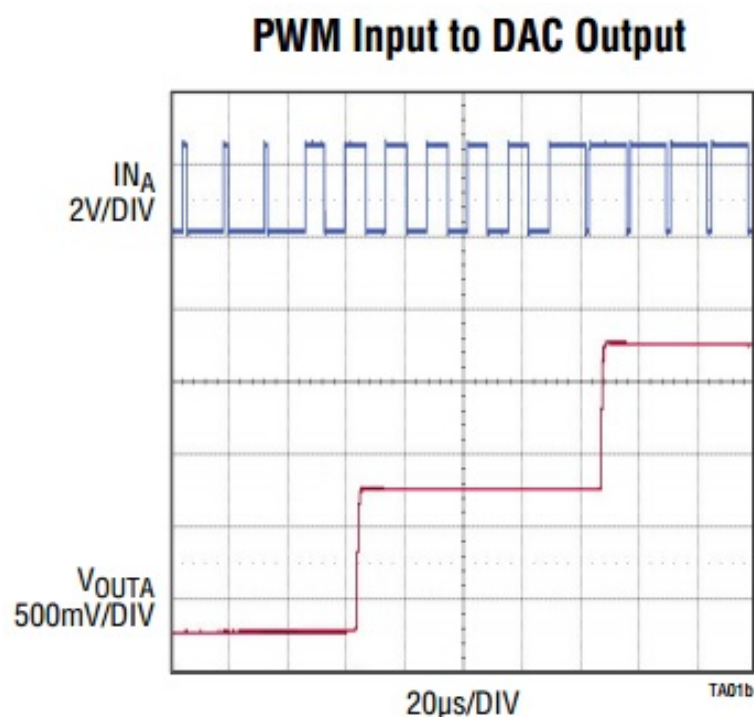
Rys. 3.13: Schemat blokowy układu decyzyjnego

Układ decyzyjny składa się z przetwornika cyfrowo-analogowego, wzmacniacza sygnału, komparatora oraz elektronicznego przełącznika analogowego. Sygnał wejściowy stanowi jeden z dostępnych kanałów aparatury. Sygnałami wyjściowymi są sygnały sterujące, pochodzące z mikrokontrolera, bądź aparatury (w zależności od pozycji przełącznika). W pierwszej kolejności konieczne jest przekonwertowanie sygnału PWM na sygnał prądu stałego. W tym celu wykorzystano układ przetwornika cyfrowo-analogowego LTC2645, którego działanie zilustrowane zostało na Rys. 3.14.

Zauważyć można bardzo szybki czas reakcji układu na zmianę wypełnienia (poniżej 20 [μs]). Zgodnie z dokumentacją tego układu, wartość wyjściową napięcia można wyznaczyć na podstawie równania:

$$V_{OUT} = V_{REF} \times t_{PWHX} / t_{PERX} \quad (3.11)$$

gdzie: V_{REF} - napięcie odniesienia 5 [V], t_{PWHX} - wypełnienie sygnału wejściowego, t_{PERX} - czas pomiędzy dwoma ostatnimi zboczami narastającymi.



Rys. 3.14: Porównanie sygnałów wejściowego i wyjściowego wykorzystanego przetwornika DAC [28]

Odbiornik RC, wchodzący w skład wykorzystywanej aparatury sterującej, generuje sygnał PWM o częstotliwości około 50 [Hz]. Wyznaczając zatem napięcie wyjściowe dla sygnału PWM o wypełnieniu 1.5 [ms] otrzymamy:

$$V_{OUT} = 5 \times 0.0015 / 0.02 = 0.375[V] \quad (3.12)$$

oraz dla wypełnienia 1 [ms]:

$$V_{OUT} = 5 \times 0.0010 / 0.02 = 0.250[V] \quad (3.13)$$

Zauważyć można, że różnica pomiędzy tymi wartościami jest bardzo niewielka. Zakłócenia pochodzące od wszystkich układów platformy quadcoptera podczas pracy uniemożliwiłyby rozróżnienie tych dwóch stanów. Postanowiono zatem wykorzystać wzmacniacz operacyjny LTC6231 [29] w sposób wzmacniający sygnał wejściowy 11 razy.

W takiej konfiguracji (Rys. 3.15) napięcie wyjściowe sygnału wyznaczyć można ze wzoru:

$$OUTPUT = INPUT \times (1 + R2/R1) \quad (3.14)$$

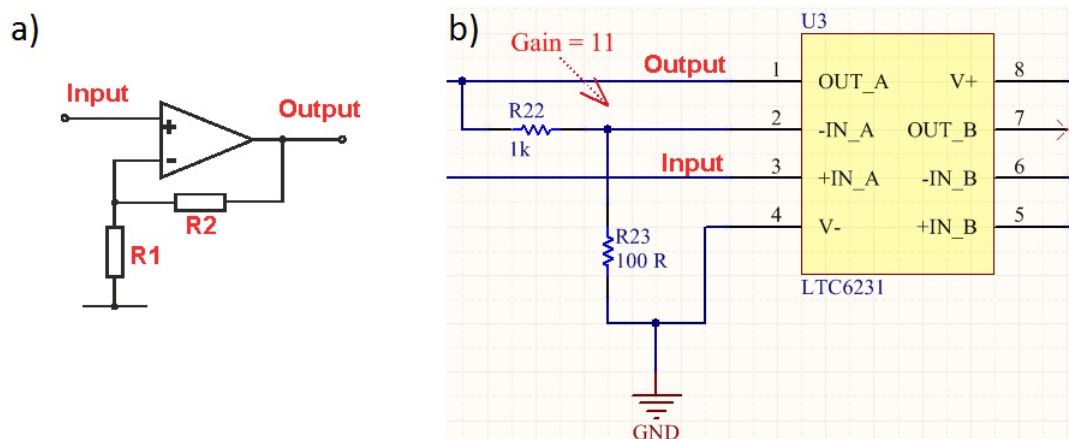
biorąc pod uwagę wartość napięcia 0.375 [V]:

$$OUTPUT = 0.375 \times (1 + 1000/100) = 4.125[V] \quad (3.15)$$

oraz wartość napięcia 0.250 [V]:

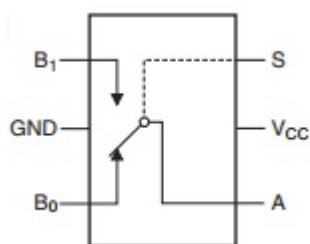
$$OUTPUT = 0.250 \times (1 + 1000/100) = 2.750[V] \quad (3.16)$$

Tak przygotowany sygnał można już w bezpieczny sposób rozróżniać przy użyciu np. przetwornika analogowo-cyfrowego. Jednak w celu zapewnienia jeszcze większej niezawodności układu decyzyjnego



Rys. 3.15: Idea (a) i schemat (b) wzmacniacza wygenerowanego sygnału

postanowiono zastosować komparator. Dzięki niemu, w prosty sposób uzyskany na wyjściu zostanie sygnał o napięciu 0 lub 5 [V]. Sygnał ten stanowi następnie wejście dla elektronicznego przełącznika analogowego NC7SB3157P6X, którego zasada działania przedstawiona została na Rys. 3.16. Wejścia B1 i B0 podłączone zostały do sygnałów sterujących, pochodzących kolejno od mikroprocesora i odbiornika RC. W zależności od stanu wejścia S (do którego podłączone jest wyjście komparatora), wyjściowy tor oznaczony symbolem A przyjmuje właściwe sygnały sterujące.



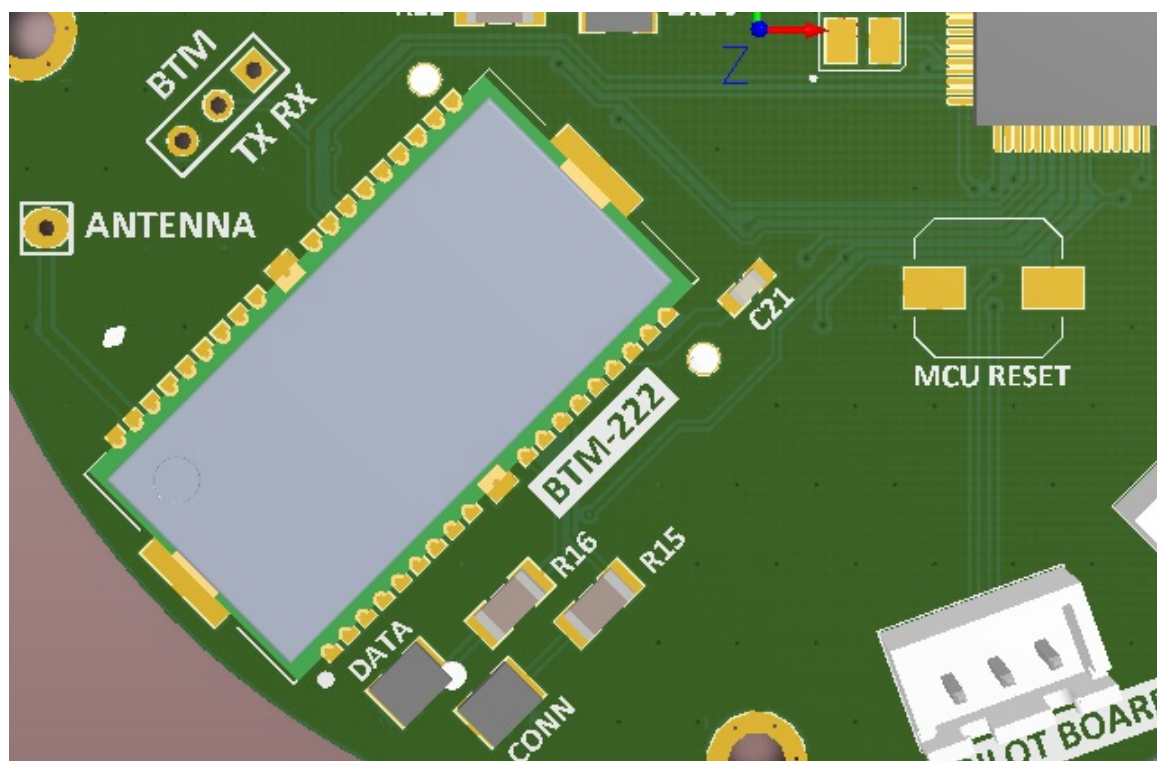
Rys. 3.16: Zasada działania układu NC7SB3157P6X [33]

Wykorzystując układy takie jak przetwornik cyfrowo-analogowy, wzmacniacz operacyjny i komparator, możliwe jest przekonwertowanie sygnału PWM na sygnał prądu stałego do poziomu rozpoznawalnego w prosty sposób przez mikrokontroler, bądź analogowe układy przełączające. Pozwala to również na wyeliminowanie pracy mikrokontrolera, co zwiększa niezawodność układu, która w przypadku zdalnie sterowanych obiektów (tym bardziej latających) jest bardzo ważna.

Komunikacja bezprzewodowa

W module nawigacyjnym przewidziana została komunikacja radiowa z wykorzystaniem technologii Bluetooth, dzięki której możliwe jest nawiązanie łączności z urządzeniem mobilnym, lub też komputerem. Wykorzystano układ Rayson BTM-222 o zasięgu maksymalnie 100 metrów [26]. Na obwodzie przewidziane zostało złącze oznaczone jako BTM, z wyprowadzonymi pinami TX, RX oraz masą (Rys. 3.17). Pozwala to na podłączenie zewnętrznego układu wykorzystującego komunikację szeregową (jak np. FT232) i zmianę parametrów komunikacji układu BTM-222. Należy jednak mieć

na uwadze, iż mikroprocesor również wysyła dane do tego układu. W przypadku chęci podłączenia urządzenia zewnętrznego w celu zmiany parametrów firmware BTM-222, należy mieć wciśnięty przycisk oznaczony jako MCU RESET. W przeciwnym razie może dojść do uszkodzenia jednego z układów, gdyż linie sygnałowe interfejsu UART nie są przeznaczone dla dwóch układów nadających w tym samym czasie.



Rys. 3.17: Wizualizacja fragmentu obwodu ze złączem BTM

Przy układzie BTM-222 znajdują się dwie diody oznaczone jako CONN (niebieska) oraz CONN (żółta). Sygnalizują one odpowiednio: nawiązanie połączenia radiowego oraz przychodzące dane.

Pozostałe układy

W module wykorzystano 32-bitowy mikrokontroler STM32F103RBT6 o maksymalnej częstotliwości pracy 72[MHz] z rdzeniem Cortex-M3. Na obwodzie wyprowadzone zostały złącza portów szeregowych dla modułu z czujnikami, minikomputera oraz programatora. Oznaczone zostały one kolejno jako AUTOPILOT BOARD, RASPBERRY PI oraz PROG-DEBUG. Złącza oznaczone jako RC przeznaczone są odpowiednim kanałom aparatury sterującej:

- RC1 - kąt pitch,
- RC2 - kąt roll,
- RC3 - przepustnica gazu,
- RC4 - kąt yaw,
- RC5 - dwu-pozycyjny przełącznik,
- RC6 - dwu-pozycyjny przełącznik.

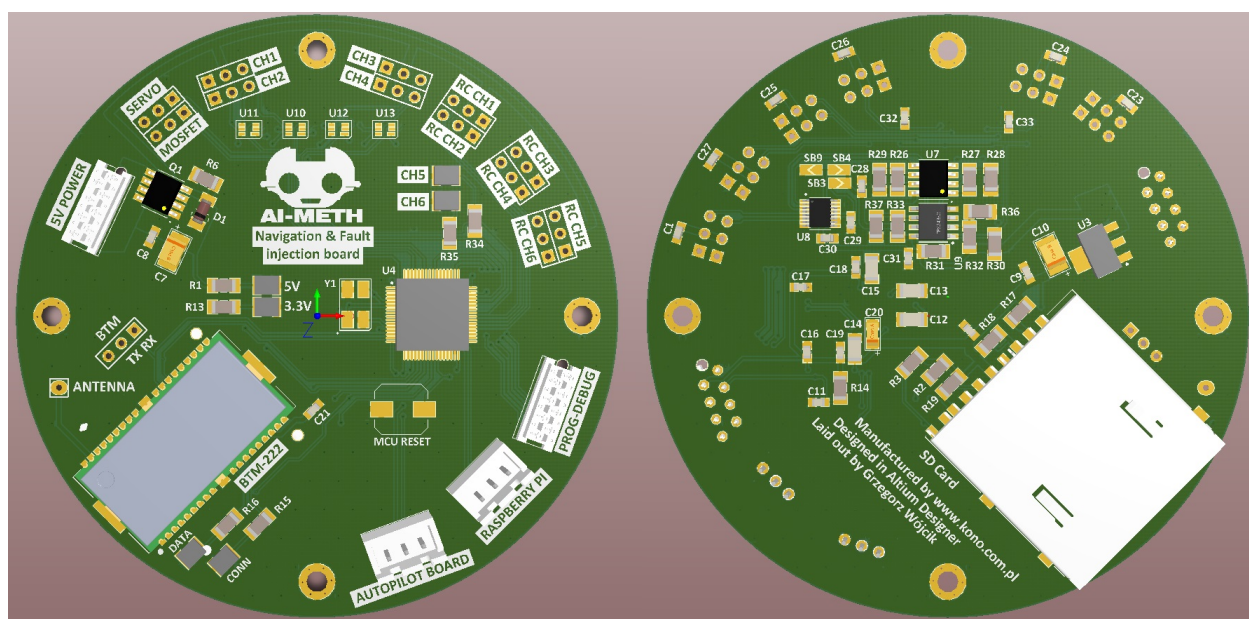
Funkcją kanału RC6 jest dostarczenie sygnału logicznego (0V lub 5V) do mikroprocesora, w którym może zostać ustawione przerwanie reagujące na zbocza opadające i/lub narastające. Może to zostać wykorzystane przy realizacji funkcji nie przewidywanych na tym etapie.

Złącza oznaczone jako CH1, CH2, CH3, CH4 są to wyjściowe sygnały PWM, które należy podłączyć do kontrolera lotu w takiej samej kolejności jak powyżej.

Serwomechanizm służący do wprowadzania uszkodzeń należy podłączyć do złącza oznaczonego jako SERVO. Uszkodzenie elektroniczne wprowadzane jest z wykorzystaniem wyprowadzenia MOS-FET.

Zaprojektowany obwód

Na Rys. 3.18 przedstawiona została wizualizacja obwodu. Zarówno wymiary, jak i rozmieszczenie otworów są zgodne z modułem konwersji zasilania. Do modułu nawigacyjnego należy dostarczyć napięcie 5[V] do złącza oznaczonego jako 5V POWER. Przewidziane tutaj zostało również zabezpieczenie przed odwrotną polaryzacją, które opisano w rozdziale 3.3.1. Na odwrocie obwodu (warstwa BOTTOM) znajduje się złącze karty SD.



Rys. 3.18: Wizualizacja zaprojektowanego modułu nawigacyjnego - warstwy TOP i BOTTOM

3.3.3. Moduł z czujnikami

Głównym zadaniem modułu z czujnikami jest określanie orientacji, odczytywanie danych z wykorzystywanych peryferiów i przekazywanie ich do modułu nawigacyjnego. Postanowiono jednakże zapewnić temu układowi również możliwość pełnienia roli autopilota głównie po to, aby móc w przyszłości opracować własne algorytmy stabilizujące i wyeliminować układ gotowego kontrolera lotu (NAZA-M LITE) z obecnego systemu (Rys. 3.1).

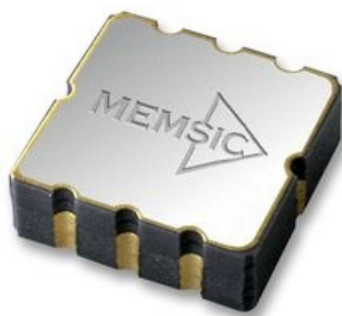
Określanie orientacji

Przewidziane zostało wykorzystanie pokładowego akcelerometru i żyroskopu oraz zewnętrznego magnetometru (opcjonalnie). Zastosowanym czujnikiem inercyjnym jest 6-osiowy układ MPU-6050 firmy InvenSense (Rys. 3.19), składający się z 3-osiowego pojemnościowego żyroskopu oraz 3-osiowego pojemnościowego akcelerometru. Ich zasada działania opiera się na zmianie odległości okładzin wewnętrznego kondensatora pod wpływem przemieszczenia się ruchomej, bezwładnościowej masy wewnętrznej [6]. Możliwe dzięki temu jest uzyskanie wysokiej rozdzielczości pomiarów. Wadą natomiast jest brak odporności na wilgoć i zapylenie, które jednak w przypadku niniejszego projektu nie stanowią zagrożenia. MPU-6050 posiada 16-bitową rozdzielczość dokonywanych pomiarów. Dostępne zakresy pracy żyroskopu: $\pm 250^\circ/s$, $\pm 500^\circ/s$, $\pm 1000^\circ/s$, $\pm 2000^\circ/s$. Dostępne zakresy pracy akcelerometru: $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$, $\pm 16g$.



Rys. 3.19: 6-osiowy czujnik inercyjny MPU-6050 [30]

W ramach testu postanowiono również przewidzieć w module akcelerometr termiczny. Masę bezwładnościową stanowi w tym przypadku rozgrzany gaz, którego przemieszczenie (związane ze zmianą rozkładu temperatur) wskutek zmiany położenia czujnika mierzone jest poprzez rozmieszczone w wielu miejscach mikrotermopary. Czujnik taki cechuje się niskim poziomem zakłóceń oraz ze względu na bezwładność gazu, odpornością na drgania o wysokiej częstotliwości (które są przenoszone przez ramę na skutek działania silników bezzałogowej platformy latającej) [22]. Wykorzystanym akcelerometrem termicznym jest układ MXR9500 firmy MEMSIC (Rys. 3.20). Rozdzielczość uzależniona jest



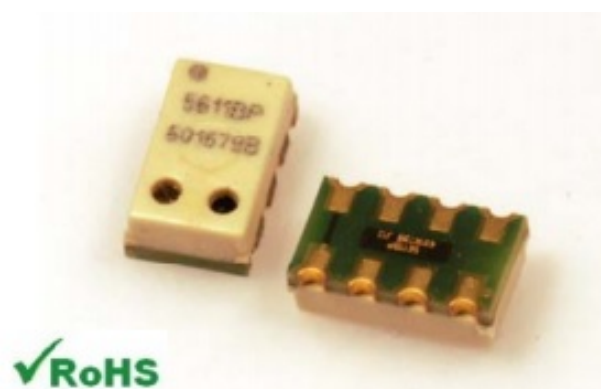
Rys. 3.20: 3-osiowy akcelerometr termiczny MXR9500 [32]

od wykorzystywanego przetwornika analogowo-cyfrowego, a układ dokonuje pomiarów z dokładnością $0,001g$. Całkowity zakres pracy tego akcelerometru to $\pm 1,5g$. Odporność na wstrząsy sięga $50g$. Można zauważyć zatem różnicę pomiędzy zakresami pomiarowymi akcelerometru pojemnościowego ($\pm 16g$) i termicznego ($\pm 1,5g$). W przypadku multiwiruskowych bezzałogowych platform latających,

akcelerometr termiczny o takim zakresie pracy może okazać się niewystarczający, ze względu na charakter lotu (np. gwałtowne hamowanie, przyspieszanie). W trakcie prowadzenia eksperymentu zmierzone zostaną wartości maksymalne, co pozwoli sformułować stosowny wniosek co do potencjalnego wykorzystania tego czujnika.

Pozostałe układy

W module wykorzystano 32-bitowy mikrokontroler STM32F407VET6 o maksymalnej częstotliwości pracy 168[MHz] ze rdzeniem Cortex-M4F. Litera F oznacza zintegrowaną jednostkę zmiennoprzecinkową. Przewidziany został również miniaturowy czujnik ciśnienia i temperatury MS5611 (Rys. 3.21). Pozwala on na pomiar ciśnienia w zakresie od 10[mbar] (1[kPa]) do 120[mbar] (120[kPa]) z dokładnością do $\pm 1,5$ [mbar] (± 150 [Pa]). Temperatura powietrza mierzona jest w zakresie od -40°C do 85°C , z dokładnością $\pm 0,8^{\circ}\text{C}$ [31]. Wykorzystanie tego czujnika na pokładzie bezzałogowej platformy latającej pozwoli na wyznaczenie wysokości, na której się znajduje. Wysokość ta jednakże, bez precyzyjnego odniesienia (np. ciśnienia panującego na wysokości 0[m] n.p.m.) jest wysokością względną. Jako uśrednione ciśnienie atmosferyczne przyjmuje się 1013[hPa], jednakże nie jest ono stałe i zmienia się w zależności od pogody [21]. Zmiany te jednak nie są gwałtowne, więc w przypadku krótkich lotów platformy (15-20 minut) przyjąć można ciśnienie panujące w chwili startu jako wartość referencyjną. Uwzględniając fakt, iż ciśnienie maleje wraz ze wzrostem wysokości można wyznaczyć wysokość względną platformy w odniesieniu do pozycji początkowej.



Rys. 3.21: Czujnik ciśnienia i temperatury MS5611 [31]

W zaprojektowanym module przewidziano również wykorzystanie zewnętrznych czujników odległości: ultradźwiękowego i podczerwonego. Ich złącza oznaczone zostały kolejno jako SONAR i IR SENSOR. Złącze opisane jako GPS posiada wyprowadzone interfejsy komunikacji szeregowej UART (ang. Universal Asynchronous Receiver and Transmitter) oraz I2C (ang. Inter-Integrated Circuit). Posłużyć może ono do odbierania danych z zewnętrznego odbiornika GPS oraz magnetometru. Komunikacja z modułem nawigacyjnym odbywa się poprzez złącze NAVIGATION BOARD. W układzie przewidziana została również zewnętrzna pamięć EEPROM, która może posłużyć do zapisywania ważnych danych, jak np. parametry algorytmów stabilizujących. Przewiduje się w przyszłości również wykorzystanie zewnętrznych układów sygnalizacyjnych. Pola lutownicze oznaczone jako BUZZER przeznaczone są dla brzęczyka piezoelektrycznego, lub elektromagnetycznego. Złącze RGB LED zostało uwzględnione z myślą o diodzie RGB umieszczonej pod spodem platformy, której zadaniem jest

wizualne informowanie pilota o zdarzeniach takich jak np. niski poziom naładowania akumulatora.

Moduł jako kontroler lotu

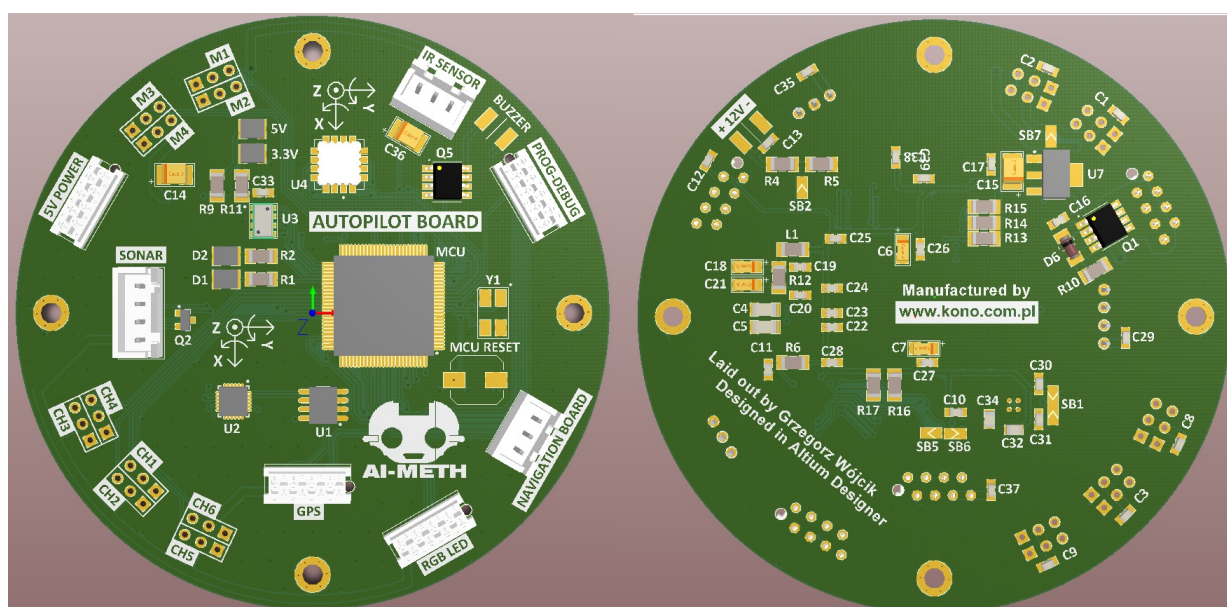
W celu umożliwienia niniejszemu modułowi funkcjonalności kontrolera lotu przewidziane zostały złącza dla 6 kanałów aparatury RC zgodnie z poniższą notacją:

- CH1 - kąt pitch,
- CH2 - kąt roll,
- CH3 - przepustnica gazu,
- CH4 - kąt yaw.

CH5 oraz CH6 posłużyć mogą jako funkcje dodatkowe (np. zmiana trybu pracy). W tym module jednak nie został przewidziany układ decyzyjny tak jak w przypadku modułu nawigacyjnego. Wyprowadzenia opisane jako M1, M2, M3, M4 przeznaczone są dla sterowników silników bezszczotkowych.

Zaprojektowany obwód

Na Rys. 3.22 przedstawiona została wizualizacja zaprojektowanego obwodu. Zarówno wymiary jak i rozmieszczone otworów zgodne są z modułami konwersji zasilania i nawigacyjnym. W module przewidziane zostało zabezpieczenie przed odwrotną polaryzacją zasilania.

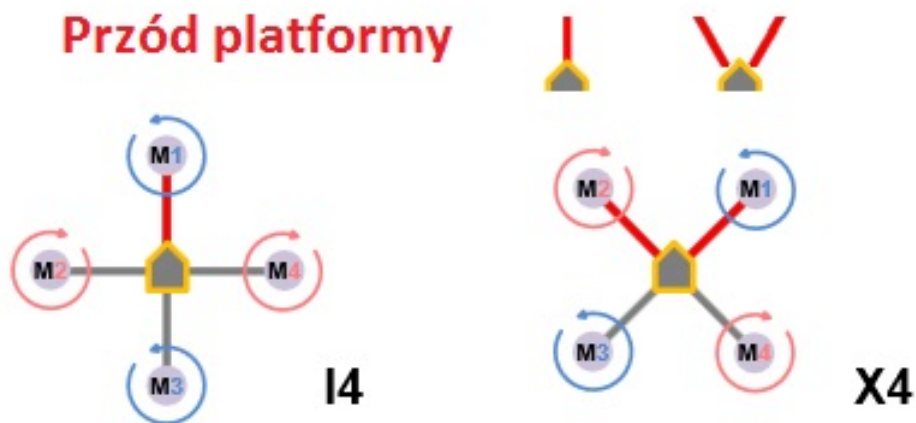


Rys. 3.22: Wizualizacja zaprojektowanego modułu z czujnikami - warstwy TOP i BOTTOM

3.4. Prototyp układu mechatronicznego

W przypadku bezzałogowych platform latających z czterema wirnikami stosuje się zazwyczaj jedną z dwóch konfiguracji przedstawionych na Rys. 3.23. Różnice pomiędzy nimi dotyczą orientacji platformy oraz sposobu sterowania. Typ I4 posiada przód zgodny z jednym ze swoich ramion, podczas

gdy przodem typu X4 są jednocześnie dwa ramiona. Przekłada się to na sterowanie: w przypadku I4 lot do przodu realizowany jest poprzez zmianę prędkości silników M1 i/lub M3 podczas gdy konfiguracja X4 wymaga zmiany prędkości silników M1, M2 i/lub M3, M4. Na etapie redagowania pracy przejściowej wybrana została konfiguracja X4 [35].



Rys. 3.23: Konfiguracje quadcopterów

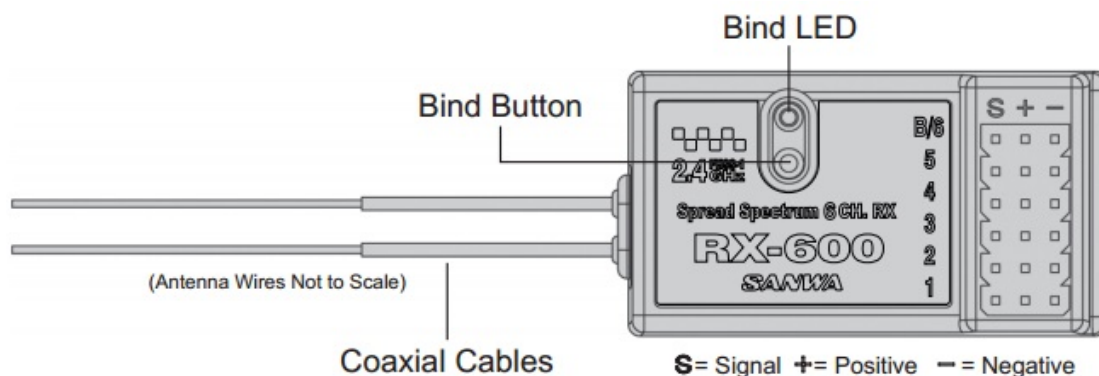
Na Rys. 3.24 przedstawione zostały oznaczenia poszczególnych wirników platformy zgodnie konfiguracją X4. Wszystkie silniki podłączone zostały w sposób zapewniający odpowiedni kierunek obrotów (M1, M3 - lewy, M2, M4 - prawy). Wymagany jest również montaż odpowiednich śmigieł. W tym przypadku wykorzystano śmigła o średnicy 10 cali i skoku 4,5 cala. Śmigła posiadające oznaczenie "1045" powinny zostać zamontowane na silnikach M1 i M3. Pozostałe, oznaczone literą R, tj. "1045R" odpowiadają silnikom M2 i M4.



Rys. 3.24: Platforma quadcoptera - oznaczenia wirników

Rys. 3.25 przedstawia opis wyjść odbiornika radiowego. Posiada on 6 kanałów, a ich funkcjami w układzie są odpowiednio: sterowanie (pitch), sterowanie (roll), sterowanie (wysokość), sterowanie (yaw), wybór użytkownika platformy (nadajnik radiowy lub tablet), wybór trybu kontrolera lotu (Atti lub GPS Atti).

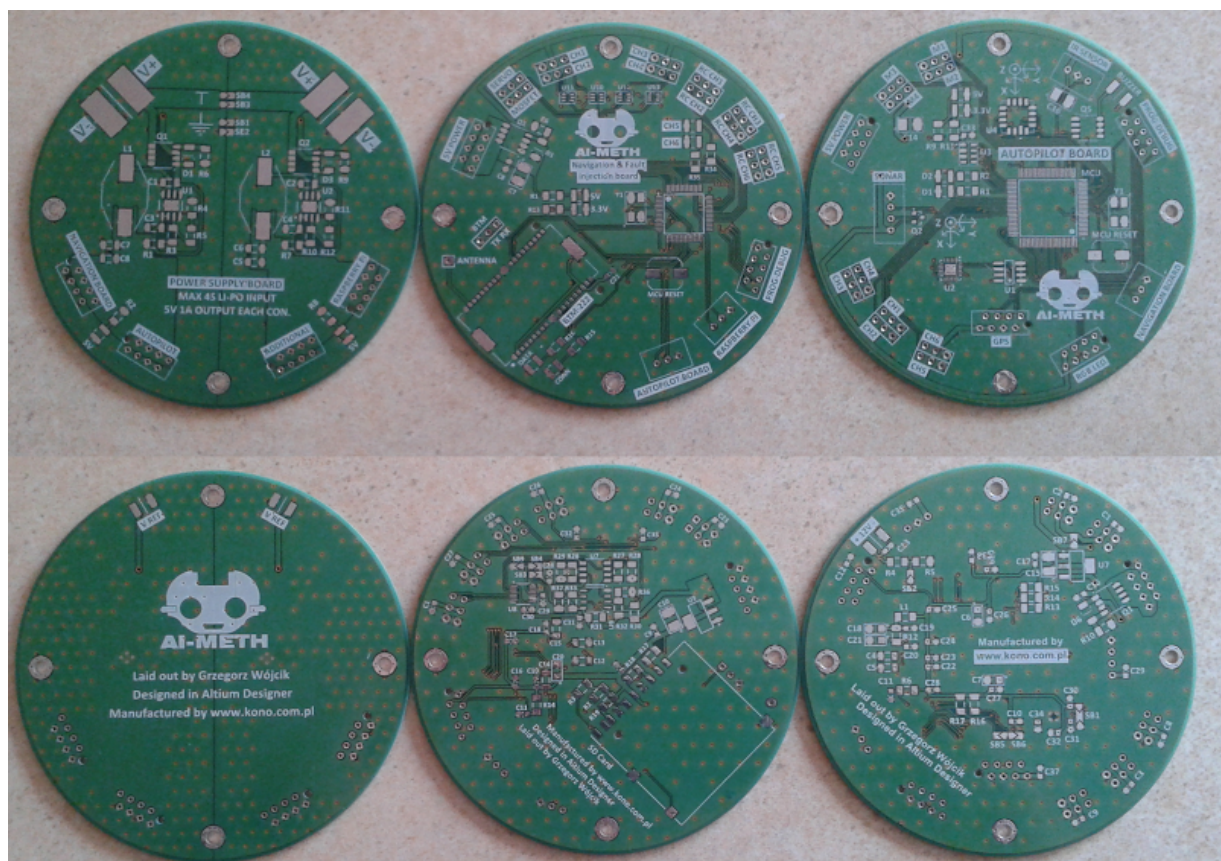
Zgodnie z przyjętymi założeniami, wyprowadzenia 1,2,3,4 oraz 5 przeznaczone są dla modułu nawigacyjnego. Ostatni, szósty, kanał prowadzi bezpośrednio do układu kontrolera lotu (Naza-M



Rys. 3.25: Oznaczenie kanałów odbiornika radiowego [15]

Lite). Sposób podłączenia odbiornika do modułu nawigacyjnego jest intuicyjny, ponieważ nazwy kanałów są opisane w taki sam sposób, tj.: kanał 1 przyporządkowany jest złączu RC CH1, kanał 2 złączu RC CH2, itp. Sposób podłączenia peryferiów kontrolera lotu zawarty jest natomiast w jego instrukcji obsługi.

Obwody elektroniczne zostały wyprodukowane w formie sponsoringu dzięki uprzejmości gliwickiej firmy KONO s.j [18]. Moduł zasilający (z lewej), moduł nawigacyjny (w środku), moduł z czujnikami (z prawej) przedstawione zostały na Rys. 3.26.

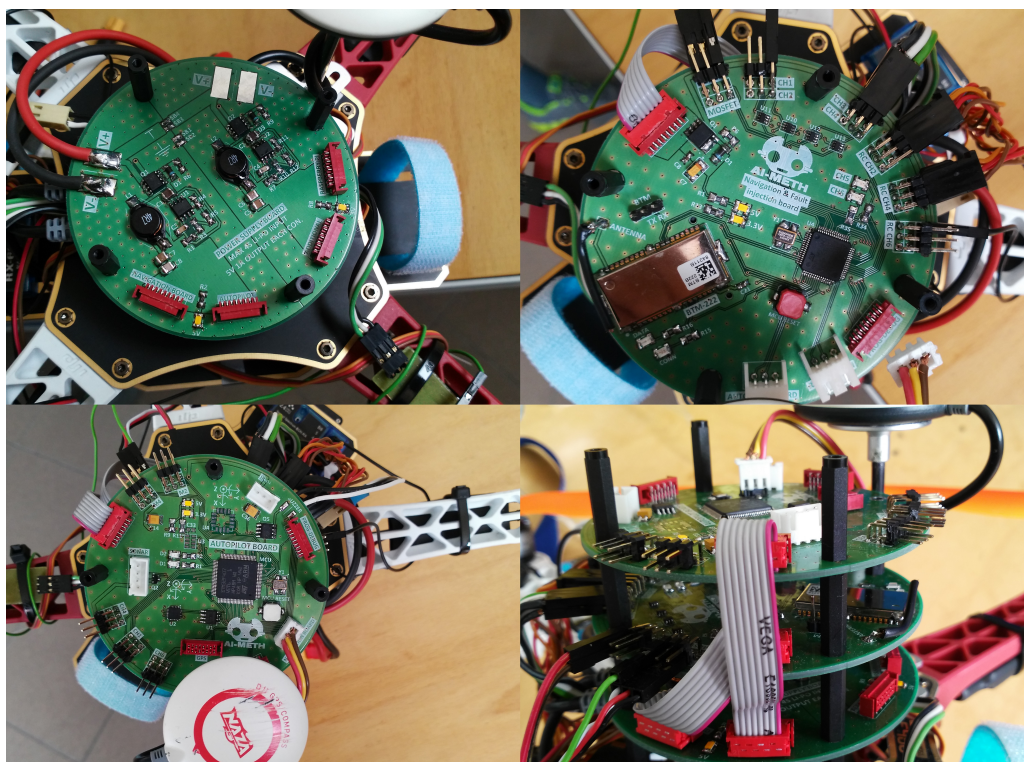


Rys. 3.26: Wyprodukowane obwody drukowane

W pierwszej kolejności zweryfikowano moduł zasilający. Jak już wcześniej wspomniano platforma zasilana jest akumulatorem litowo-polimerowym. Jest on podłączony do płyty odpowiedzialnej za dystrybucję zasilania. Do niej z kolei przylutowane są na stałe sterowniki silników bezszczotkowych oraz moduł zasilający. Ma to na celu uniemożliwienie przypadkowego odłączenia się któregoś z tych układów. Po przylutowaniu wszystkich komponentów zweryfikowano napięcia wyjściowe modułu (5[V]) oraz przystąpiono do montażu kolejnych obwodów. Nie znaleziono żadnego błędu wynikającego z niepoprawnego projektu schematów elektrycznych.

W przypadku modułu nawigacyjnego na początku sprawdzono sekcję zasilającą (3,3[V]), po czym przystąpiono do montażu pozostałych elementów. Nawiązana została łączność bezprzewodowa z urządzeniem mobilnym. Umożliwione zostało sterowanie z jego poziomu oraz prowadzenie telemetrii. Zweryfikowana została poprawność pozostałych połączeń elektrycznych, a jedynym znalezionym błędem było złe podłączenie dwóch wyjść złącza karty SD. W celu rozwiązania problemu posłużono się krótkimi przewodami, mostkując odpowiednie połączenia.

Podobnie jak wcześniej, pierwszym krokiem przy montażu modułu z czujnikami było sprawdzenie sekcji zasilającej. Układ mikrokontrolera został wyposażony w system FreeRTOS. Zaimplementowano określanie orientacji platformy, pomiar napięcia akumulatora oraz pozostałe funkcje opisywane we wcześniejszym rozdziale.



Rys. 3.27: Montaż obwodów drukowanych

Na Rys. 3.27 przedstawione zostały zdjęcia poszczególnych układów elektronicznych. Układy te przymocowano do platformy quadcoptera przy użyciu gwintowanych poliamidowych tulejek dystansowych. Rozwiązanie to pozwoliło na wykorzystanie istniejących otworów w ramie platformy. Moduł z czujnikami oraz nawigacyjny podłączone zostały do układu zasilającego, w którym pozostały wolne dwa dodatkowe wyjścia dla przyszłych projektów (jak np. wykorzystanie pokładowej kamery i

minikomputera). Rys. 3.28 przedstawia wykonany prototyp bezzałogowej platformy latającej.



Rys. 3.28: Wykonana platforma quadcoptera

Rozdział 4

Projekt i implementacja oprogramowania do sterowania układem

Rozdział ten przedstawia zasadę działania opracowanego oprogramowania dla modułu nawigacyjnego oraz modułu z czujnikami. Oprogramowanie dla mikrokontrolerów STM32F103 i STM32F407 firmy ST Microelectronics zostało utworzone z wykorzystaniem języka C oraz środowiska Atollic TrueSTUDIO®for ARM®Lite.

4.1. Protokół komunikacyjny

W systemie wykorzystywany jest jeden protokół komunikacji wspólny dla urządzenia mobilnego, modułu nawigacyjnego i modułu z czujnikami. Ramki danych stanowią odpowiednio sformatowane ciągi znaków oraz rozpoczynają i kończą się określonymi znakami. Struktura protokołu komunikacyjnego przedstawiona została w Tab. 4.1. Kluczowe dane oddzielane są od siebie przecinkami.

Tab. 4.1: Postać i rodzaje protokołu komunikacyjnego

#	,	Index	,	DATA1	,	DATA2	,	DATA3	,	DATA4	,	*	CRC	0x0A	0x0D
#	,	1	,	CH1	,	CH2	,	CH3	,	CH4	,	*	CRC	0x0A	0x0D
#	,	2	,	FE	,	FM	,	FC	,	TIME	,	*	CRC	0x0A	0x0D
#	,	3	,	YAW	,	PITCH	,	ROLL	,	Gyro_z	,	*	CRC	0x0A	0x0D
#	,	4	,	ADC_PS	,	ADC_IR	,	SONAR	,	-	,	*	CRC	0x0A	0x0D
#	,	6	,	YYYY	,	MM	,	DD	,	-	,	*	CRC	0x0A	0x0D
#	,	7	,	HH	,	MM	,	SS	,	-	,	*	CRC	0x0A	0x0D

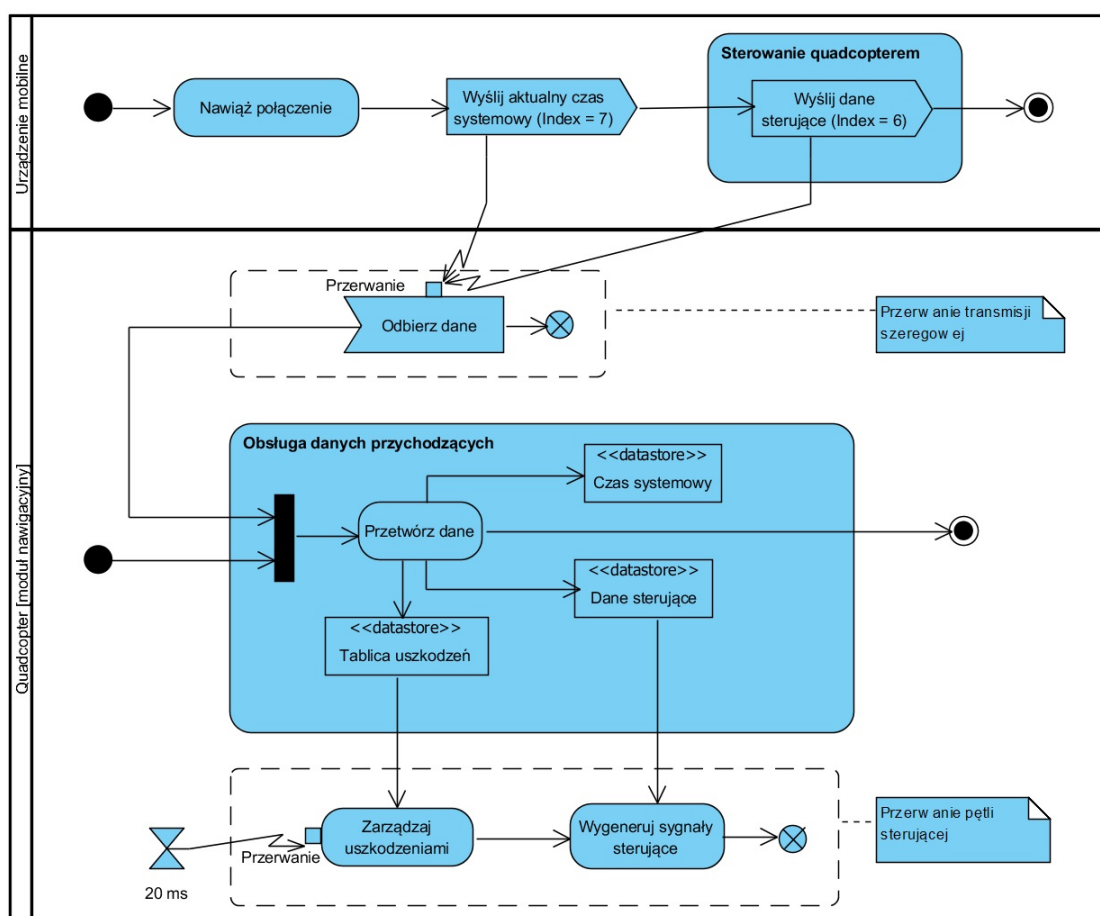
Znakiem rozpoczynającym każdą ramkę danych jest '#'. Koniec ramki stanowi połączenie znaku nowej linii (0x0A) oraz powrotu karetki (0x0D). Wszystkie ramki danych posiadają wygenerowaną sumę kontrolną - cykliczny kod nadmiarowy, wyjaśniony w Rozdz. 4.1.3. Jego nadejście poprzedza znak '*'. W Tab. 4.1 przedstawione zostały również rodzaje wykorzystywanych ramek danych:

- indeks równy 1 oznacza ramkę zawierającą sygnały sterujące platformą:
 - CH1 - procentowe wypełnienie kanału pierwszego (0-100),
 - CH2 - procentowe wypełnienie kanału drugiego (0-100),
 - CH3 - procentowe wypełnienie kanału trzeciego (0-100),

- CH4 - procentowe wypełnienie kanału czwartego (0-100),
- indeks równy 2 oznacza ramkę zawierającą informacje o wprowadzaniu uszkodzeń:
 - FE - uszkodzenie elektroniczne (0 - brak uszkodzenia, 1 - uszkodzenie),
 - FM - uszkodzenie mechaniczne (0 - brak uszkodzenia, 1 - uszkodzenie),
 - FC - błąd komunikacji (0 - brak uszkodzenia, 1 - uszkodzenie),
 - TIME - czas (w sekundach), po którym wystąpi uszkodzenie,
- indeks równy 3 oznacza ramkę zawierającą informacje o aktualnej orientacji platformy:
 - YAW - aktualny kąt yaw,
 - PITCH - aktualny kąt pitch,
 - ROLL - aktualny kąt roll,
 - Gyro z - aktualna prędkość kątowna wokół osi Z,
- indeks równy 4 oznacza ramkę zawierającą dane pomiarów napięć (naładowanie akumulatora, analogowy czujnik odległości) i sonaru:
 - ADC PS - aktualne napięcie akumulatora (w miliwoltach),
 - ADC IR - pomiar odległości (w centymetrach),
 - SONAR - pomiar odległości (w centymetrach),
- indeks równy 6 oznacza ramkę zawierającą aktualną datę:
 - YYYY - rok (np. 2015),
 - MM - miesiąc (np. 08),
 - DD - dzień (np. 05),
- indeks równy 7 oznacza ramkę zawierającą aktualny czas:
 - HH - godzina (np. 15),
 - MM - minuta (np. 22),
 - SS - sekunda (np. 08).

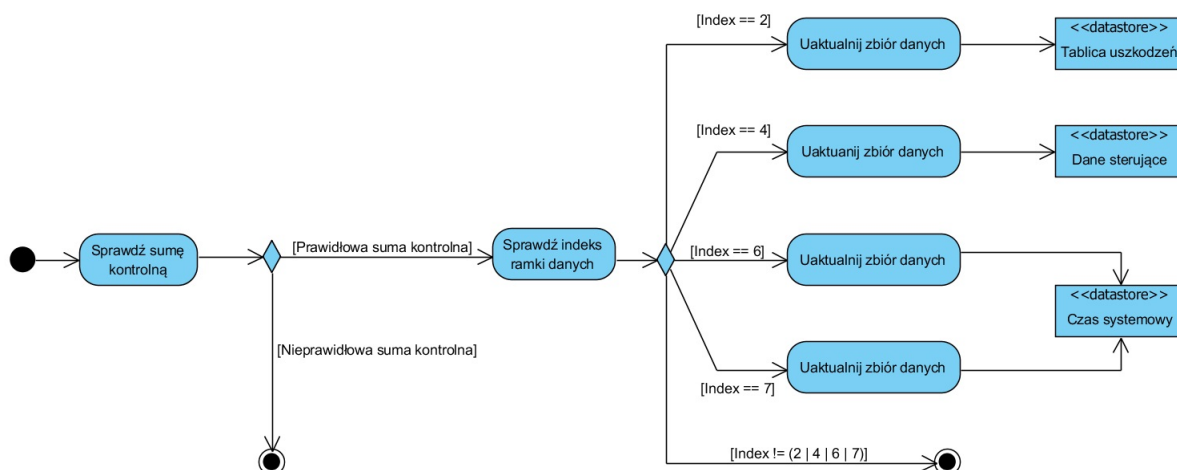
4.1.1. Komunikacja pomiędzy modułem nawigacyjnym i urządzeniem mobilnym

Na Rys. 4.2 przedstawiony został diagram aktywności prezentujący ogólną komunikację urządzenia mobilnego z modułem nawigacyjnym. Urządzenie mobilne od razu po nawiązaniu połączenia radiowego (Bluetooth) wysyła aktualną datę i czas systemowy. Jest to konieczne ze względu na fakt, iż moduł nawigacyjny nie posiada własnego zegara czasu rzeczywistego (ang. Real Time Clock, RTC). Czas ten i data wykorzystywane są następnie podczas zapisu danych na kartę SD. Wysyłane przez urządzenie mobilne dane wywołują przerwanie po stronie modułu nawigacyjnego. W przerwaniu tym następuje odebranie ciągu znaków oraz przesłanie ich dalej do pętli głównej, w której są one przetwarzane. W zależności od indeksów ramek danych (Tab. 4.1), uaktualniane są struktury czasu



Rys. 4.1: Idea komunikacji pomiędzy modułem nawigacyjnym i urządzeniem mobilnym

systemowego, danych sterujących i tablicy uszkodzeń. Kolejnym przerwaniem po stronie modułu nawigacyjnego jest pętla sterująca pracująca z częstotliwością 50 [Hz]. Generuje ona sygnały sterujące oraz wprowadza lub usuwa uszkodzenia.

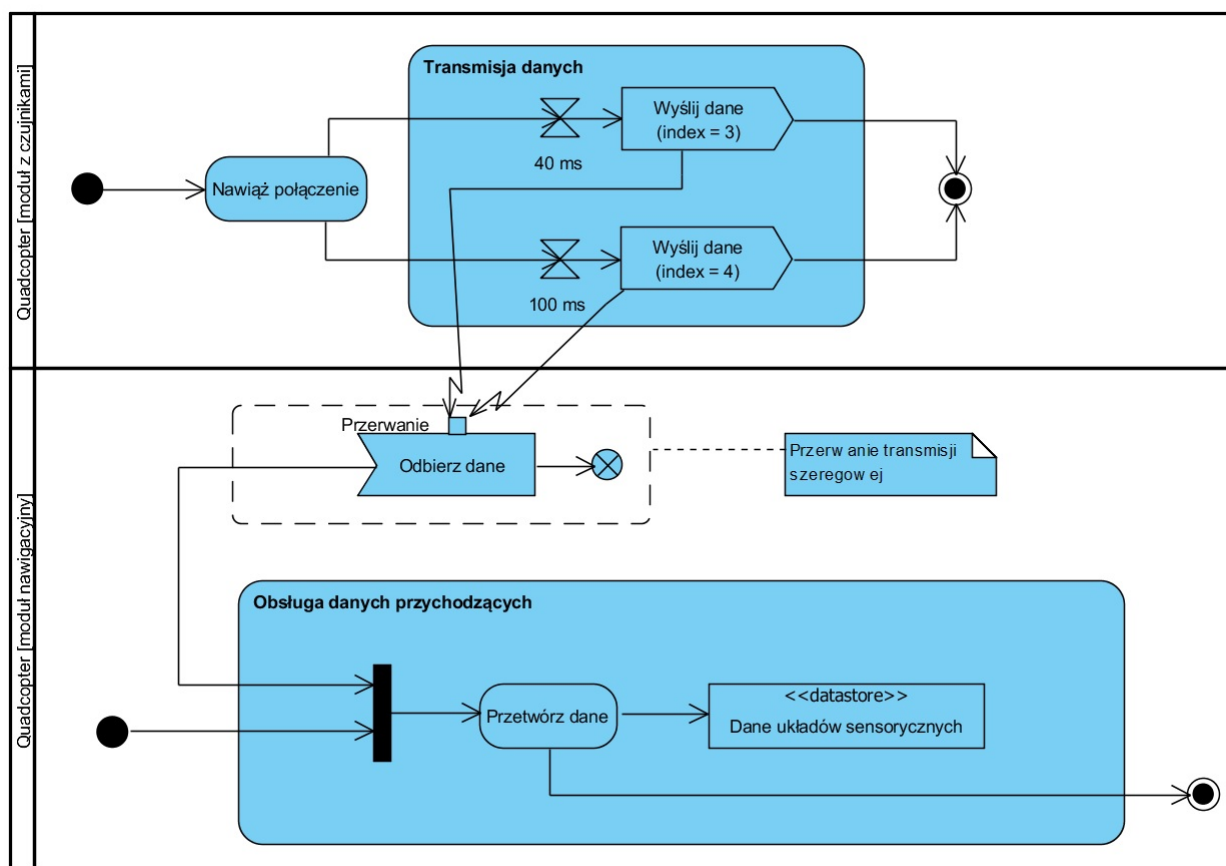


Rys. 4.2: Blok przetwarzania danych

Na Rys. 4.2 bardziej szczegółowo przedstawiono blok "Przetwórz dane", wchodzący w skład aktywności "Obsługa danych przychodzących". W pierwszej kolejności sprawdzana jest zgodność wysłanej przez nadawcę (urządzenie mobilne) i wygenerowanej przez odbiorcę (moduł nawigacyjny) sumy kontrolnej. Następnie, w zależności od indeksu ramki danych uaktualniane są odpowiednie zbiory danych (struktury).

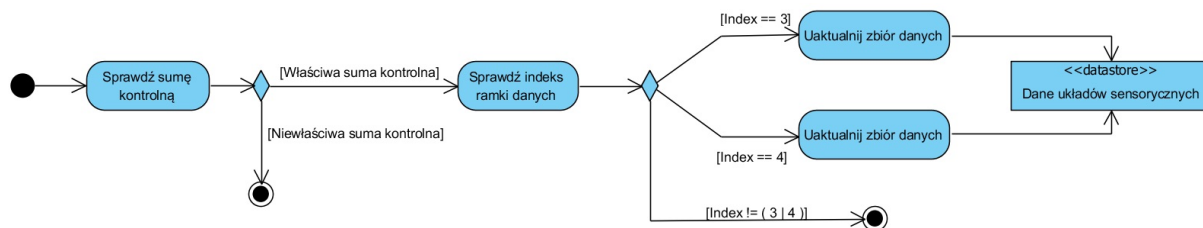
4.1.2. Komunikacja pomiędzy modułem nawigacyjnym i modułem z czujnikami

Na Rys. 4.3 przedstawiony został diagram aktywności prezentujący ogólną komunikację urządzenia mobilnego z modułem z czujnikami. Podobnie jak w przypadku komunikacji z urządzeniem mobilnym, najpierw nawiązywane jest połączenie szeregowo, tym razem przewodowe. Moduł z czujnikami wysyła ramkę danych z indeksem równym 3 z częstotliwością 25 [Hz] oraz ramkę z indeksem równym 4 z częstotliwością 10 [Hz]. Wywołują one przerwanie po stronie modułu nawigacyjnego, gdzie dokładnie jak w poprzednim przypadku dane zostają przetworzone i wprowadzone do odpowiedniego zbioru.



Rys. 4.3: Komunikacja pomiędzy modułem nawigacyjnym i modułem z czujnikami

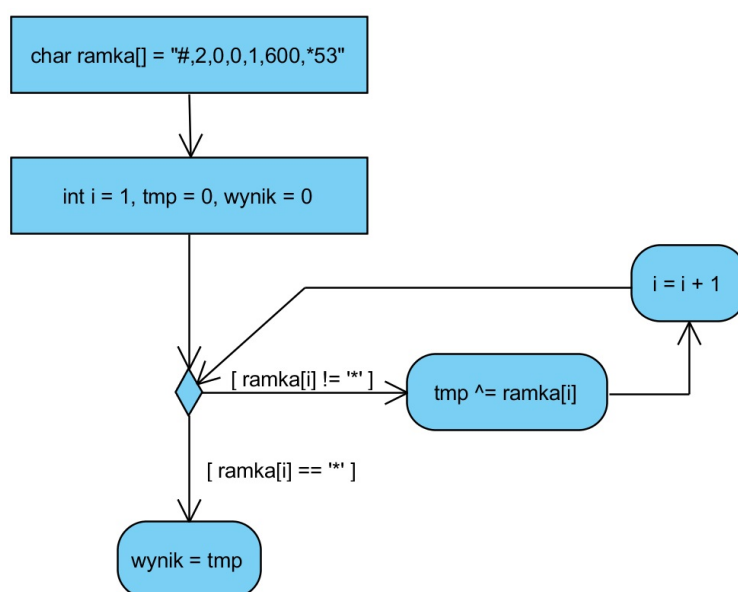
Procedura przetwarzania danych jest taka sama jak w przypadku komunikacji modułu nawigacyjnego z urządzeniem mobilnym i przedstawiona została na Rys. 4.4.



Rys. 4.4: Blok przetwarzania danych

4.1.3. Cykliczny kod nadmiarowy

Zastosowany w systemie protokół komunikacji wykorzystuje algorytm wyznaczania sumy kontrolnej zwany cyklicznym kodem nadmiarowym (ang. cyclic redundancy check, CRC), a dokładnie 8-bitowe CRC (CRC-8). Metoda ta jest powszechnie stosowana do wykrywania błędów przypadkowych, powstałych np. w trakcie transmisji danych cyfrowych poprzez łącza telekomunikacyjne. CRC-8 jest również wykorzystywana przez standard NMEA 1803, który określa protokół komunikacji między innymi odbiorników GPS.



Rys. 4.5: Algorytm wyznaczania CRC-8

Algorytm wyznaczania sumy kontrolnej przedstawiony został na Rys. 4.5 na przykładzie następującej ramki danych: #, 2, 0, 0, 1, 600, *53. W pierwszej kolejności definiowane są zmienne licznika znaków (i), wyniku tymczasowego (tmp) oraz wyniku ostatecznego (wynik). Zmienna 'i' przyjmuje wartość 1, ponieważ algorytm wyznacza wynik dla ciągu znaków znajdujących się pomiędzy znakami '#' oraz '*'. W trakcie trwania operacji przeprowadzana jest alternatywa wykluczająca (XOR) na każdym bajcie otrzymanej ramki danych (z uwzględnieniem powyższego warunku). W Tab. 4.2 przedstawiony został tok wyznaczania sumy kontrolnej dla powyższego przykładu. W kolumnie "ramka[i]" przedstawione zostały binarne odpowiedniki każdego ze znaków poddanych operacji. Końcowy wynik 00110101 odpowiada dziesiętnej wartości 53. W ten sposób po stronie odbiorczej przeprowadzane jest sprawdzanie poprawności otrzymywanych danych przy wykorzystaniu utworzonego po

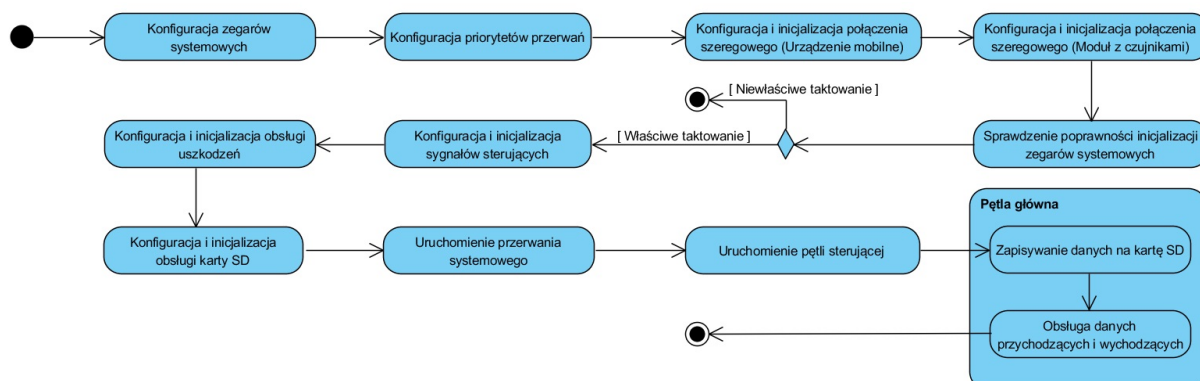
stronie nadawczej kodu nadmiarowego CRC. Jeżeli w przesłanych danych nie ma przekłamań, to po wykonaniu powyższej procedury sumy kontrolne się zgadzają.

Tab. 4.2: Przykład wyznaczania sumy kontrolnej CRC-8

	<i>ramka [i]</i>	<i>tmp</i>	<i>wynik</i>
#	niewwzględnione	00000000	00000000
,	00101100	00000000	00101100
2	00110010	00101100	00011110
,	00101100	00011110	00110010
0	00110000	00110010	00000010
,	00101100	00000010	00101110
0	00110000	00101110	00011110
,	00101100	00011110	00110010
1	00110001	00110010	00000011
,	00101100	00000011	00101111
6	00110110	00101111	00011001
0	00110000	00011001	00101001
0	00110000	00101001	00011001
,	00101100	00011001	00110101
*	niewwzględnione		53

4.2. Oprogramowanie modułu nawigacyjnego

Na Rys. 4.6 przedstawiona została inicjalizacja systemu modułu nawigacyjnego. W pierwszej kolejności konfigurowane są najważniejsze funkcje, takie jak: zegary systemowe i priorytety przerwań. Następnie dokonana zostaje konfiguracja i inicjalizacja komunikacji szeregowej zarówno z urządzeniem



Rys. 4.6: Inicjalizacja systemu modułu nawigacyjnego

mobilnym, jak i z modułem z czujnikami. Sprawdzona zostaje poprawność taktowania systemu. Poprawnie przeprowadzony test skutkuje konfiguracją i inicjalizacją dalszych funkcji, związanych z generowaniem sygnałów sterujących, wprowadzaniem uszkodzeń, przerwaniami systemowymi. Pętla

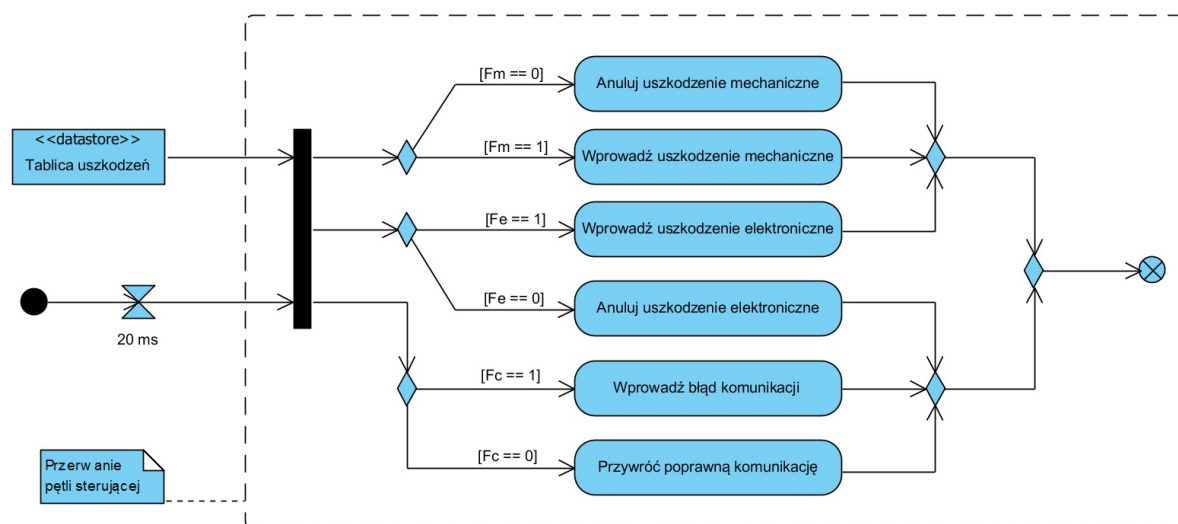
główna realizuje zadania związane z parsowaniem danych otrzymywanych poprzez porty szeregowo oraz zapisem danych na kartę SD. Równolegle do pętli głównej, w systemie realizowane są przerwania komunikacji szeregowo oraz pętli sterującej, co przedstawiono we wcześniejszym podrozdziale na Rys. 4.1 i 4.3.

4.2.1. Sygnały sterujące

Sygnały sterujące otrzymywane od urządzenia mobilnego wymagają odpowiedniej konwersji po to, aby mogły zostać we właściwy sposób zinterpretowane przez układ autopilota. Zgodnie z przyjętym protokołem komunikacji, ramki danych odpowiedzialne za sterowanie bezzałogową platformą latającą zawierają informację o procentowym wypełnieniu danego kanału. Ponieważ autopilot wymaga sygnałów PWM, w systemie przewidziana została funkcja odpowiedzialna za konwersję uzyskanych danych sterujących, na sygnały o odpowiedniej częstotliwości i wypełnieniu. Jest ona realizowana przez przerwanie pętli sterującej, działające z częstotliwością 50 [Hz].

4.2.2. Wprowadzanie uszkodzeń

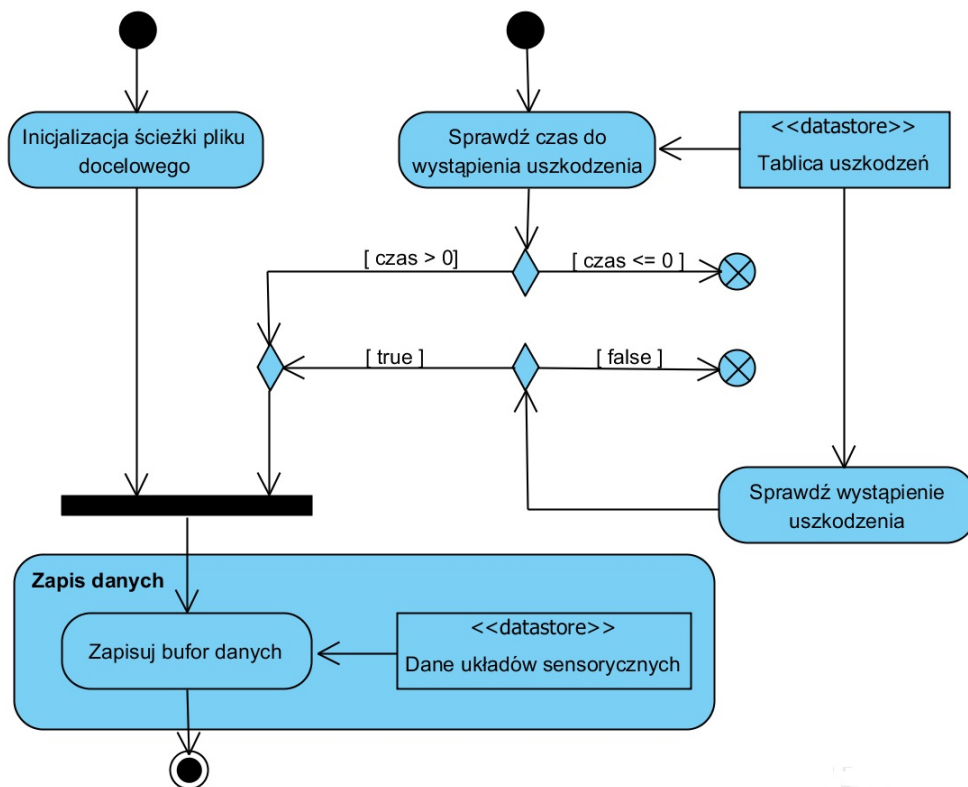
Na Rys. 4.7 przedstawiona została jedna z funkcjonalności przerwania pętli sterującej - obsługa tablicy uszkodzeń. Co 20 milisekund sprawdzany jest jej stan i na podstawie danych wprowadzane lub usuwane są uszkodzenia. Zgodnie z diagramem istnieje możliwość wprowadzenia kilku uszkodzeń w tym samym czasie. Uszkodzenie elektroniczne i błąd komunikacji mogą zostać anulowane. W przypadku uszkodzenia mechanicznego również istnieje taka możliwość, jednakże uszkodzenie śmigła jest nieodwracalne, więc przywrócenie pozycji mechanizmu do położenia początkowego nie przyniesie pożądanego skutku.



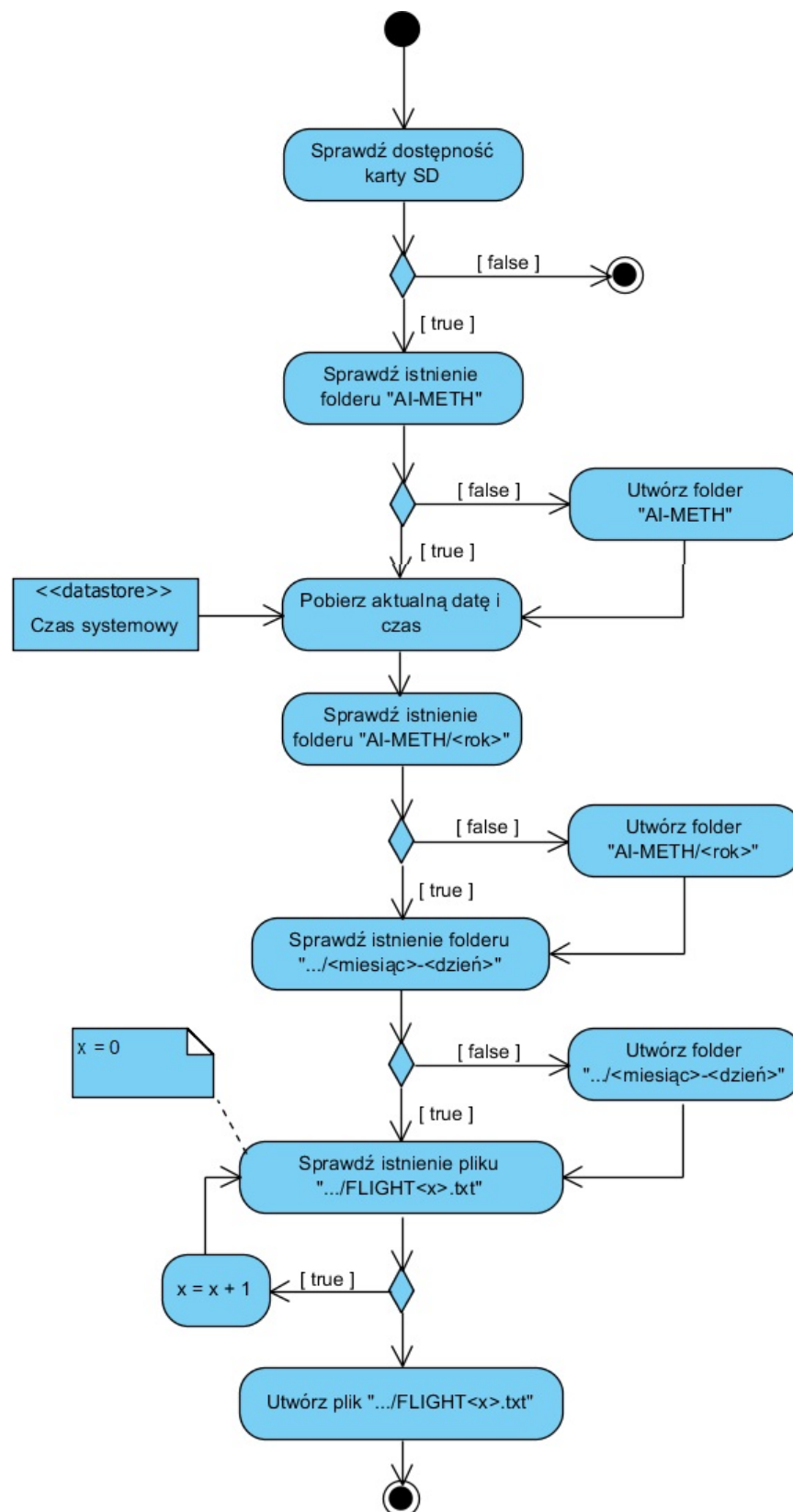
Rys. 4.7: Przerwanie pętli sterującej

4.2.3. Zapis danych na nośnik wymienny

W module nawigacyjnym przewidziany został zewnętrzny nośnik pamięci, jakim jest karta SD. Jej zadaniem jest przechowywanie danych, tzw. "logów", zbieranych w trakcie trwania ekspery-



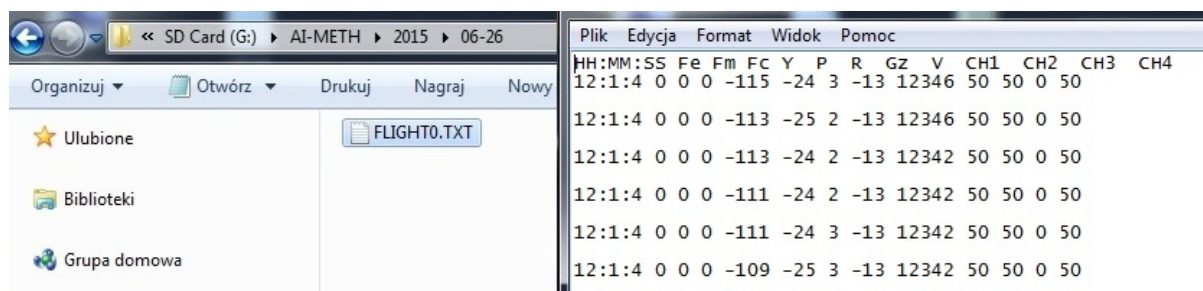
Na Rys. 4.8 przedstawiony został diagram aktywności obsługi karty SD. Aktywność ta widoczna była w wcześniejszym Rys. 4.6 jako jedna z głównych zadań pętli głównej. W pierwszej kolejności przeprowadzana jest inicjalizacja ścieżki tekstowego pliku docelowego, którą przedstawiono szerzej na Rys. 4.9. Zapis danych na nośnik rozpocząć się może przed zadaniem uszkodzenia. W tym przypadku potrzebna jest informacja z urządzenia mobilnego o czasie, jaki pozostał do zadania uszkodzenia. Informacja ta, bądź bezpośrednie wprowadzenie uszkodzenia powoduje zapis danych do wcześniej utworzonego pliku tekstowego. Struktura katalogów na karcie SD rozpoczyna się od głównego folderu o nazwie "AI-METH". Kolejnymi podkatalogami są kolejno: folder posiadający w nazwie rok (np. 2015) oraz folder z datą (np. 08-07, gdzie 08 to miesiąc, a 07 to dzień). Data domyślnie jest ustawiona w systemie na 01.01.2015. W przypadku nawiązania połączenia z tabletem zostaje jednak uaktualniona co zostało wyjaśnione na Rys. 4.1. Plik tekstowy nosi nazwę "FLIGHT<x>.txt", gdzie <x> oznacza numer pliku (w ciągu jednego dnia może zostać zarejestrowanych wiele logów).



Rys. 4.9: Inicjalizacja ścieżki pliku docelowego

Na Rys. 4.10 przedstawiony został zrzut ekranu obrazujący przykładowy plik zawierający zarejestrowane w trakcie działania platformy dane. Zauważyć można, że każdej kolumnie odpowiada inny rodzaj danych. Wyróżniamy zatem:

- czas,
- stan uszkodzeń (0 lub 1),
- kąty yaw, pitch i roll (z dokładnością $1[^\circ]$),
- prędkość kątową wokół osi Z $[^\circ/s]$,
- napięcie akumulatora [mV],
- dane sterujące (urządzenie mobilne).



HH:MM:SS	Fe	Fm	Fc	Y	P	R	Gz	V	CH1	CH2	CH3	CH4
12:1:4	0	0	0	-115	-24	3	-13	12346	50	50	0	50
12:1:4	0	0	0	-113	-25	2	-13	12346	50	50	0	50
12:1:4	0	0	0	-113	-24	2	-13	12342	50	50	0	50
12:1:4	0	0	0	-111	-24	2	-13	12342	50	50	0	50
12:1:4	0	0	0	-111	-24	3	-13	12342	50	50	0	50
12:1:4	0	0	0	-109	-25	3	-13	12342	50	50	0	50

Rys. 4.10: Przykład wygenerowanego pliku z logami bezzałogowej platformy latającej

4.3. Oprogramowanie modułu z czujnikami

Dotychczasowe oprogramowanie projektowane i implementowane było z myślą o wykonywaniu wyznaczonych zadań w czasie rzeczywistym. W tym celu wykorzystywano pętlę główną, przerwania sprzętowe i programowe o odpowiednich priorytetach oraz przerwanie systemowe z użyciem którego odmierzano jest czas. W oparciu o to realizowano poszczególne zadania. Dzięki dużej częstotliwości taktowania rdzeni (72 MHz w przypadku STM32F103RBT6, 168 MHz w przypadku STM32F407VET6) każde zadanie uruchomione w systemie otrzymuje do swojej dyspozycji procesor tylko na pewien czas. Jeśli ten czas będzie dostatecznie krótki, czyli przełączanie pomiędzy uruchamianymi zadaniami (bądź ich przerywanie odpowiednimi mechanizmami) będzie dostatecznie szybkie, to użytkownik odniesie wrażenie, że wszystkie zadania realizowane są równolegle. Przy dużej liczbie zadań oraz bez wyraźnego sposobu zarządzania nimi, sposób ten może okazać się niewystarczający, a wynikające z tego opóźnienia rzędu milisekund mogą być trudne to wychwycenia. Realizacja wyznaczonych sekwencji zadań również jest ograniczona ze względu na brak systemu kolejkowania. Przedstawiony wyżej sposób jest więc zaledwie namiastką systemu operacyjnego. W związku z tym, w przypadku modułu z czujnikami postanowiono pójść o krok dalej i wykorzystać system operacyjny czasu rzeczywistego (ang. real time operating system, RTOS). W przeciwieństwie do komputerów, w przypadku mikroprocesorów i mikrokontrolerów wykonywanie określonych zadań musi mieścić się w ściśle określonym przedziale czasu. RTOSy dzielą się na grupy [1] w zależności od gwarantowanego czasu wykonania danego zadania:

- miękkie (ang. soft) - dopuszcza się opóźnienia w czasie realizacji określonych zadań (np. włączanie i wyłączanie oświetlenia),

- twarde (ang. hard) - nie są dopuszczalne opóźnienia, lub są one bardzo małe a sam system gwarantuje nie przekroczenie danego limitu (np. uruchomienie samochodowej poduszki powietrznej podczas wypadku).

4.3.1. System operacyjny czasu rzeczywistego

Postanowiono wykorzystać FreeRTOS [17]. Jest to darmowy i otwarty (ang. open source) system operacyjny czasu rzeczywistego z wyłączeniami, który może być wykorzystywany w aplikacjach komercyjnych. Procesy wykonywane mogą być na dwa sposoby: za pomocą zadań (ang. task), lub współprogramów (ang. co-routines). Przeważnie stosuje się zadania, ponieważ posiadają one swój własny kontekst i stos, dlatego też tylko one zostaną tutaj wykorzystane i przedstawione. O tym, które zadanie jest wykonywane w danym momencie, decyduje algorytm szeregowania, lub inaczej planista (ang. scheduler). Kontroluje on uruchomione zadania, przerywa i wznowia, a system operacyjny dba o przełączanie kontekstów. Każde z zadań może mieć jeden z określonych stanów:

- wykonywane (ang. running) - zadanie aktualnie korzysta z zasobów mikrokontrolera,
- gotowe do wykonywania (ang. ready) - może być wykonywane, ale czeka na zwolnienie zasobów przez inne zadanie,
- zablokowane (ang. blocked) - zadanie czeka na zdarzenie, przykładowo upłynięcie zadanego czasu lub zewnętrzne przerwanie,
- wstrzymane (ang. suspended) - nie jest uwzględniane przez planistę, ale może być wznowione.

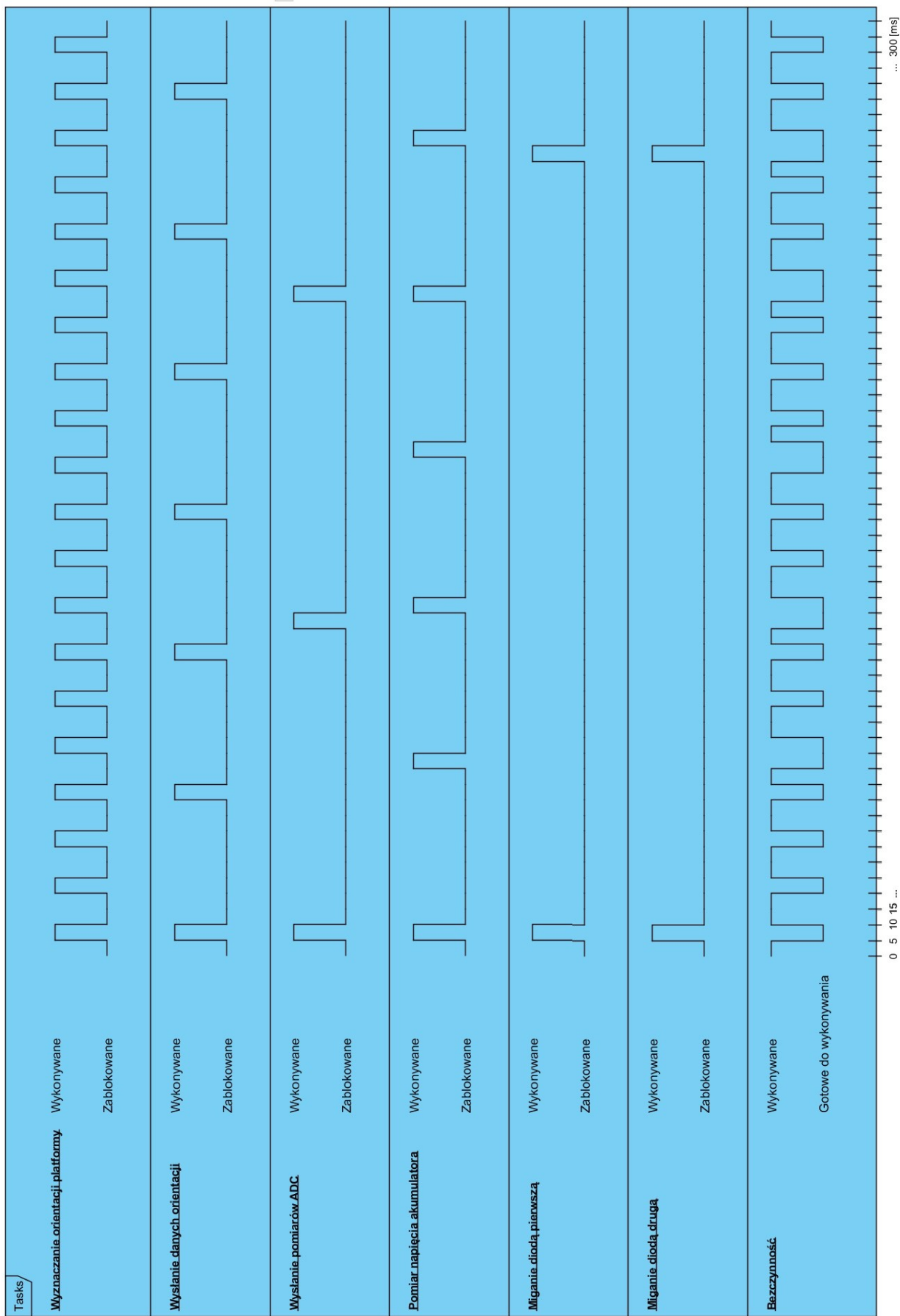
4.3.2. Przegląd zadań oprogramowania

Rola planisty pozwala również na przejrzysty przegląd zadań realizowanych przez system oraz precyzyjne wskazanie ich czasu występowania. W Tab. 4.3 przedstawiony został spis aktualnie przewidywanych w module zadań, wraz z ich priorytetami oraz częstotliwością realizacji. Posortowano je zgodnie z priorytetami, od najwyższego do najniższego. Najniższy priorytet posiadają funkcje migania diodami oraz bezczynności. Najwyższy stanowi odczytanie danych z akcelerometru i żyroskopu oraz przetworzenie ich na orientację platformy. Układ wysyła do modułu nawigacyjnego 35 ramek danych na sekundę, spośród których 25 stanowią dane orientacji, a pozostałe 10 dane dokonanych pomiarów ADC (takich jak napięcie akumulatora).

Tab. 4.3: Lista zadań modułu z czujnikami

Zadanie	Układ	Priorytet	Częstotliwość
Wyznaczenie orientacji	MPU6050	tskIDLE_PRIORITY + 3	100 Hz
Wysyłanie danych (orientacja)	UART2	tskIDLE_PRIORITY + 2	25 Hz
Wysyłanie danych (pomiar ADC)	UART2	tskIDLE_PRIORITY + 2	10 Hz
Pomiar napięcia akumulatora	ADC	tskIDLE_PRIORITY + 1	20 Hz
Miganie diodą	D1	tskIDLE_PRIORITY	4 HZ
Miganie diodą	D2	tskIDLE_PRIORITY	4 HZ
Bezczynność		tskIDLE_PRIORITY	

Na Rys. 4.11 przedstawiony został diagram czasowy zadań realizowanych przez system FreeRTOS na przykładzie okresu 300 milisekund. Częstotliwość realizacji zadań i priorytety są zgodne z Tab. 4.3. Zadania zostały posegregowane względem priorytetów od najwyższego do najniższego. Dla celów przejrzystości diagramu przyjęto, iż każde z zadań posiada dwa stany: wykonywane i zablokowane, lub wykonywane i gotowe do wykonania w przypadku procesu beczynności. Zauważyć można nakładające się na siebie czynności. Mechanizm planisty (schedulera) systemu automatycznie wywłaszcza zasoby systemowe na rzecz zadania o wyższym priorytecie w momencie, gdy wystąpi taka konieczność a realizowane jest zadanie o niższym priorytecie. W momencie, gdy żadne z zadań nie jest aktualnie wykonywane, system przechodzi w tryb beczynności i oczekuje na sygnał planisty.



Rys. 4.11: Diagram czasowy zadań modułu z czujnikami

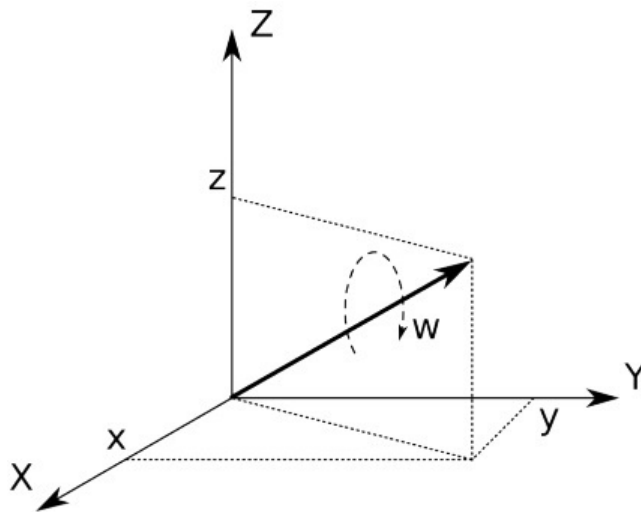
4.3.3. Wyznaczanie orientacji platformy

Wyznaczanie orientacji platformy quadcoptera zrealizowane zostało na podstawie pracy doktorskiej [24]. Wykorzystano algorytm bazujący na danych odczytywanych z akcelerometru i żyroskopu (stanowiących układ IMU). Pozwala on na uzyskanie kątów pitch i roll w odniesieniu do kierunku siły grawitacji. W pracy przedstawiony został również sposób wyznaczania absolutnego kąta yaw, jednakże na obecnym etapie prac nie przewiduje się wykorzystania magnetometru.

Filtr Madgwicka wykorzystuje reprezentację kwaternionową. Kwaternion jest to czterowymiarowa liczba zespolona, na podstawie której możliwe jest określenie orientacji obiektu w trójwymiarowej przestrzeni:

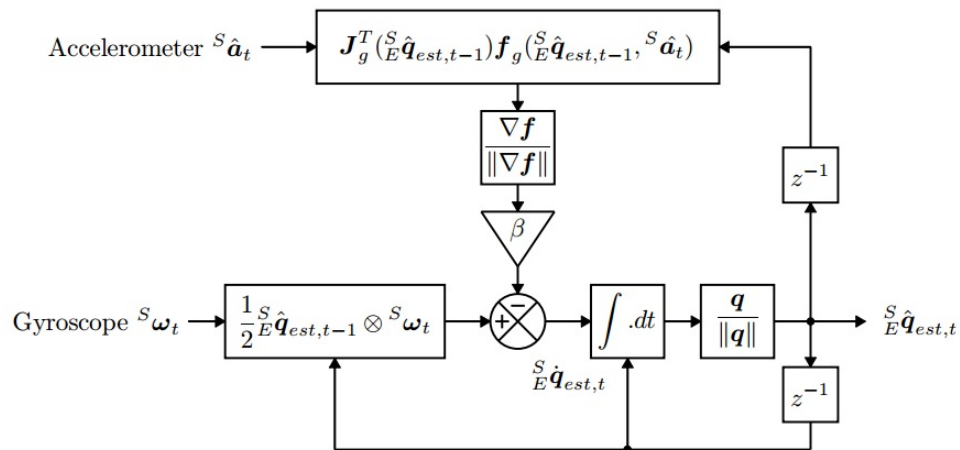
$$\hat{q} = \begin{bmatrix} w \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

gdzie: w stanowi część rzeczywistą, natomiast x , y oraz z są częściami urojonymi. Graficzna interpretacja kwaternionu przedstawiona została na Rys. 4.12. Kwaternion stanowi wektor w przestrzeni trójwymiarowej (x, y, z - części wektorowe) oraz kąt obrotu wokół niego (w - część skalarna).



Rys. 4.12: Interpretacja kwaternionu

Reprezentacja kwaternionowa jest trudniejsza w interpretacji dla człowieka, jednakże w odróżnieniu od kątów Eulera pozwala na uniknięcie niepożądanego zjawiska osłabienia, jakim jest w tym przypadku utrata jednego stopnia swobody (ang. gimbal lock). Na Rys. 4.13 przedstawiony został schemat blokowy wykorzystanego filtra. Estymacja orientacji platformy quadcoptera względem ziemskiego układu odniesienia polega na odpowiedniej fuzji danych otrzymywanych z akcelerometru i żyroskopu. Filtr ten został zoptymalizowany pod kątem wydajności. Według autora jego każdorazowe wywołanie wymaga 109 operacji arytmetycznych: 18 dodawań, 20 odejmowań, 57 pomnożeń, 11 dzieleni, 3 pierwiastki drugiego stopnia. W filtrze dla układu IMU występuje jeden parametr β , który pozwala na dostosowanie algorytmu do własnych potrzeb. Wzmocnienie to określa stopień ważności wyznaczonej na podstawie akcelerometru orientacji w ostatecznym wyniku.

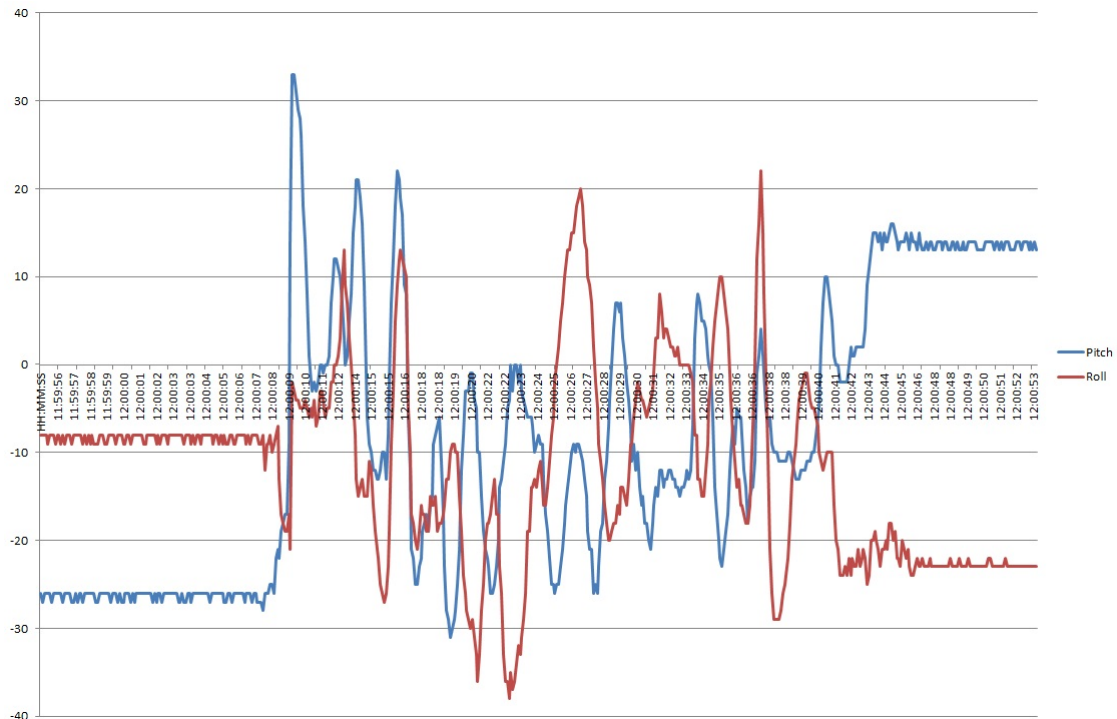


Rys. 4.13: Schemat blokowy filtra wykorzystujący akcelerometr i żyroskop [24]

Ze względu na trudność w interpretacji uzyskiwanych wyników postanowiono przekonwertować je na kąty Eulera. W tym celu wykorzystano zależności:

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan2(2(q_0q_1 + q_2q_3), 1 - 2(q_1^2 + q_2^2)) \\ \arcsin(2(q_0q_2 - q_3q_1)) \\ \arctan2(2(q_0q_3 + q_1q_2), 1 - 2(q_2^2 + q_3^2)) \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

gdzie ϕ , θ , ψ oznaczają odpowiednio kąty pitch, roll i yaw.



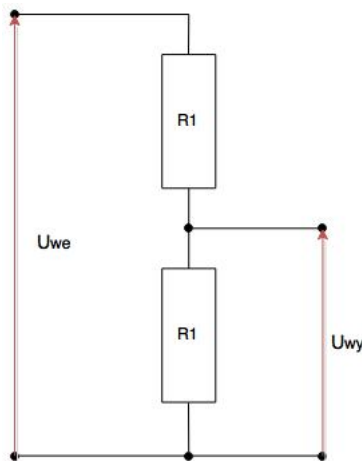
Rys. 4.14: Zarejestrowane dane opisujące orientację platformy

Na Rys. 4.14 przedstawione zostały przykładowe dane opisujące orientację platformy. Ich częstotliwość próbkowania w systemie wynosi 100 [Hz], natomiast częstotliwość zapisu na kartę równa jest 20 [Hz]. Dane te zostały zarejestrowane w trakcie działania platformy i zapisane na nośniku, a

następnie zwizualizowane na wykresie. Przez pierwsze i ostatnie sekundy platforma znajdowała się w spoczynku przy wyłączonych silnikach. W trakcie trwania zapisu platforma była wychylana w losowy sposób. Zauważyć można, iż w trakcie spoczynku platformy zarejestrowane dane wahają się wokół stałej wartości. Wynikać to może z dobranych wartości parametrów filtra. Zmiany te jednak mieszczą się w zakresie 1 stopnia, zatem nie stanowią problemu dla niniejszej pracy.

4.3.4. Pomiar napięcia akumulatora

W celu dokonywania pomiarów napięcia akumulatora konieczne było uwzględnienie faktu, iż wykorzystywany mikrokontroler pozwala na pomiar napięcia z zakresu $0 \div 3,3$ [V]. Ponieważ zakres napięć wykorzystywanego akumulatora litowo-polimerowego wynosi $9 \div 12,8$ [V], w układzie przewidziany został dzielnik napięcia, którego idea przedstawiona została na Rys. 4.15.



Rys. 4.15: Dzielnik napięcia

Napięcie wyjściowe wyznaczyć można na podstawie zależności:

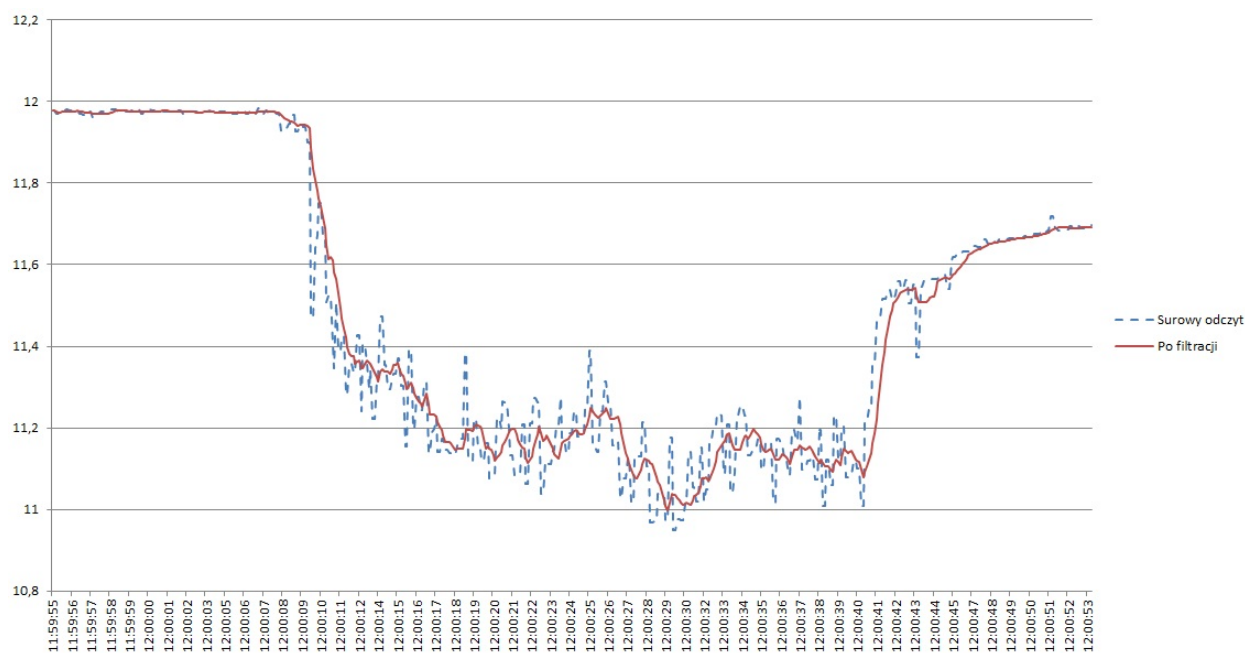
$$U_{WY} = U_{WE} \times R1 / (R1 + R2) \quad (4.3)$$

W przypadku niniejszego modułu, wartości rezystorów R1 i R2 dobrane zostały odpowiednio jako 5100 [Ω] i 15000 [Ω]. Napięcia wyjściowe dla przedstawionego wcześniej zakresu napięć wynoszą zatem:

$$U_{MIN} = 9 \times 5100 / (5100 + 1500) = 2,28[V] \quad (4.4)$$

$$U_{MAX} = 12,8 \times 5100 / (5100 + 1500) = 3,25[V] \quad (4.5)$$

W praktyce pomiar napięcia zasilającego obarczony jest szumem, który przejawia się skokami wartości mierzonych. Szum ten wynika między innymi z zakłóceń elektromagnetycznych, które powstają na skutek dużych prądów płynących do układów takich jak silniki bezszczotkowe. Na Rys. 4.16 przedstawiony został wykres obrazujący dane surowe oraz dane z zastosowanym filtrem. W tym przypadku postanowiono wykorzystać średnią ruchomą. Uśrednia ona pomiar na podstawie odpowiedniej liczby próbek. Zgodnie z Tab. 4.3 pomiar napięcia dokonywany jest z częstotliwością 20 [Hz]. Uśrednianie postanowiono zrealizować w oparciu o pomiar z okresu jednej sekundy, a zatem buforem średniej ruchomej jest tablica 20 próbek.



Rys. 4.16: Zmierzone napięcie źródła przed i po filtracji

Pierwsze sekundy zaprezentowanego przebiegu odpowiadają układowi z wyłączonymi silnikami. Zauważyć można stabilny pomiar, nieobarczony praktycznie żadnym szumem. W momencie obciążenia źródła zasilania pracą silników następuje spadek napięcia wynikający ze wzrostu pobieranego prądu. Zaobserwować można wahające się nawet o 0,3 [V] surowe pomiary. Wykorzystanie średniej ruchomej wprowadziło niewielkie opóźnienie, jednakże odczyt prezentuje się łagodniej. Końcowy etap pomiaru przedstawia wzrost napięcia na skutek wyłączenia silników platformy. Wartość ta jest niższa od początkowej, co związane jest ze zużyciem części energii wykorzystywanego akumulatora.

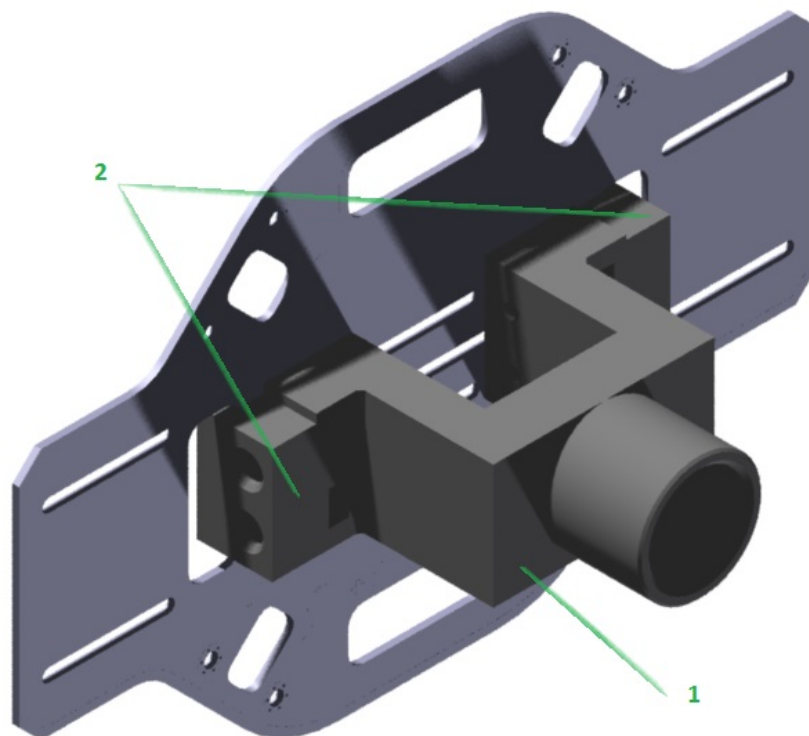
Rozdział 5

Badania weryfikacyjne

Rozdział ten poświęcony został zagadnieniom związanym z badaniami weryfikacyjnymi. Przedstawiono opracowane stanowisko badawcze, na którym przeprowadzone zostały niezbędne eksperymenty. Zaprezentowano ustalony plan eksperymentu oraz wyniki jakie zostały uzyskane.

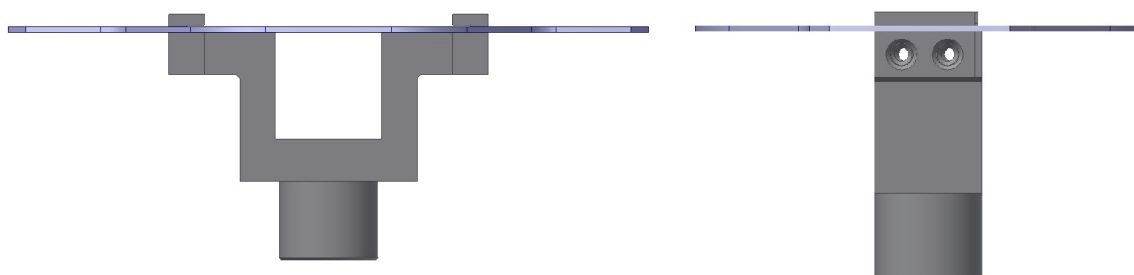
5.1. Stanowisko badawcze

Zadaniem niniejszego stanowiska badawczego jest zapewnienie możliwości przeprowadzania eksperymentów (uwzględniających wprowadzanie uszkodzeń) w sposób niezagrażający otoczeniu. Jednym z założeń stanowiska jest zapewnienie platformie trzech stopni swobody, a mianowicie obrotów yaw, pitch i roll. Postanowiono przy tym wykorzystać jedną z technik szybkiego prototypowania, jaką jest druk 3D.



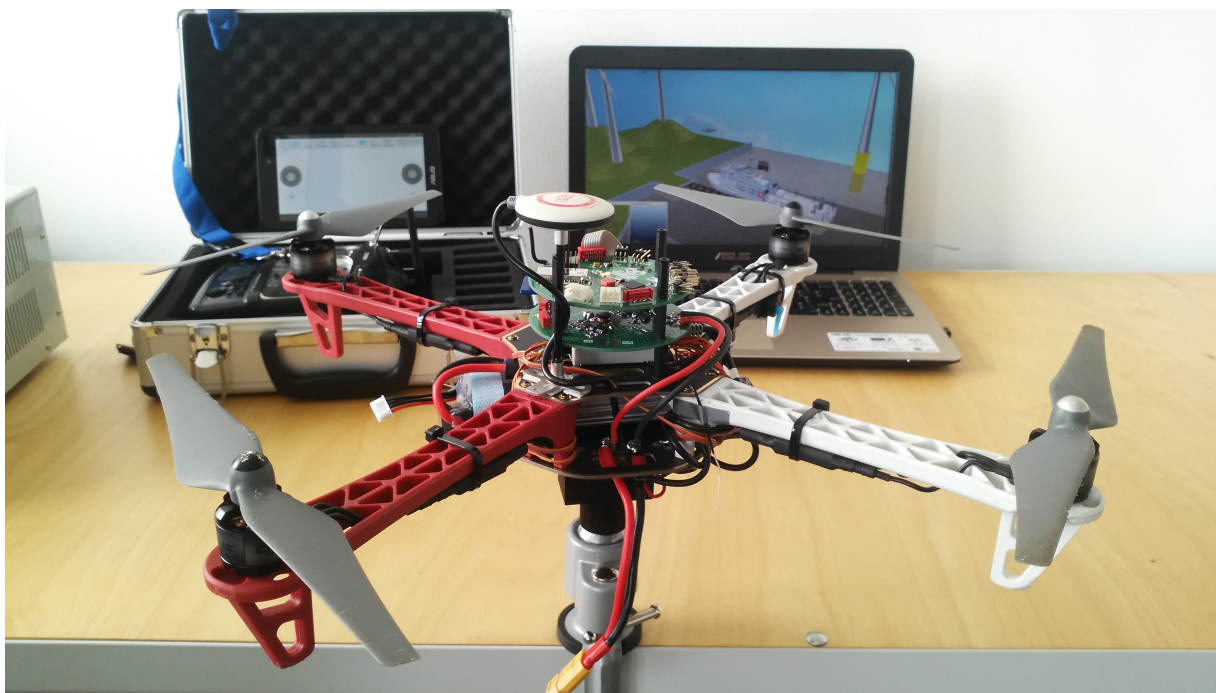
Rys. 5.1: Zaprojektowane elementy łączące imadło z dolną płytą quadcoptera

Głównym elementem układu jest trójosiowe imadło przegubowe modelarskie. Imadło zapewnia wymagane trzy stopnie swobody dzięki metalowemu przegubowi, a sam mechanizm mocowania pozwala przykręcić je do stołu w dogodnym miejscu. W celu przymocowania platformy quadcoptera do imadła konieczne było zaprojektowanie komponentu, który zastąpi szczęki mocujące. Na Rys. 5.1 i 5.2 przedstawione zostały zaprojektowane elementy stanowiące łącznik dolnej płyty bezzałogowej platformy latającej z przegubem imadła. Elementy chwytające platformę (oznaczone cyfrą 2) przykręcane są do głównego elementu (1), który z kolei przykręcany jest do przegubu, w którym znajduje się otwór gwintowany. Otwory zaprojektowane w elementach przeznaczonych do druku 3D nie są gwintowane, ze względu na ich słabą trwałość. Przewidziane jednak zostały miejsca na metalowe nakrętki.



Rys. 5.2: Wizualizacja elementów łączących imadło z płytą quadcoptera - widoki z przodu i z boku

Rys. 5.3 przedstawia opracowane stanowisko badawcze. Stanowisko to umożliwia przeprowadzanie eksperymentów bez obawy o rozbitcie platformy. Możliwe jest również testowanie i strojenie algorytmów sterujących, bądź stabilizujących platformę.



Rys. 5.3: Stanowisko badawcze bezzałogowej platformy latającej

5.2. Plan eksperymentu

Podczas eksperymentu wprowadzone zostanie każde z wybranych uszkodzeń osobno, wykorzystując do tego wykonane stanowisko badawcze. W trakcie trwania eksperymentu przewiduje się:

- sterowanie i wprowadzanie uszkodzeń z poziomu tabletu,
- zapisywanie danych na kartę SD,
- obecność w pobliżu pilota bezpieczeństwa (ang. safety pilot) mogącego przejąć kontrolę nad obiektem w każdej chwili,
- brak przeszkód w pobliżu platformy,
- niewielki wiatr lub jego brak.

W pierwszej kolejności wprowadzony zostanie błąd komunikacji, a mianowicie utrata łączności. Zadanie tego uszkodzenia spowoduje brak reakcji platformy na komendy sterujące przychodzące z tabletu. Platforma ta wciąż jednak będzie wysyłać dane na urządzenie, ponieważ nie ma to żadnego wpływu na sam eksperyment.

Drugim z kolei uszkodzeniem jest wyłączenie sterownika silnika. W momencie wprowadzania uszkodzenia zakłada się utrzymywanie horyzontalnej pozycji platformy oraz sprawdzenie jej reakcji na wystąpienie tego zdarzenia.

Ostatnim eksperymentem jest uszkodzenie śmigła. Podobnie jak w przypadku uszkodzenia elektronicznego, w momencie zdarzenia zakłada się utrzymywanie pozycji horyzontalnej. Sprawdzone zostanie również zachowanie platformy przy uszkodzonym śmigle. Uszkodzenie mechaniczne jest ostatnim etapem zaplanowanego eksperymentu, ponieważ istnieje ryzyko uszkodzenia któregoś z podzespołów przez oderwany fragment śmigła.

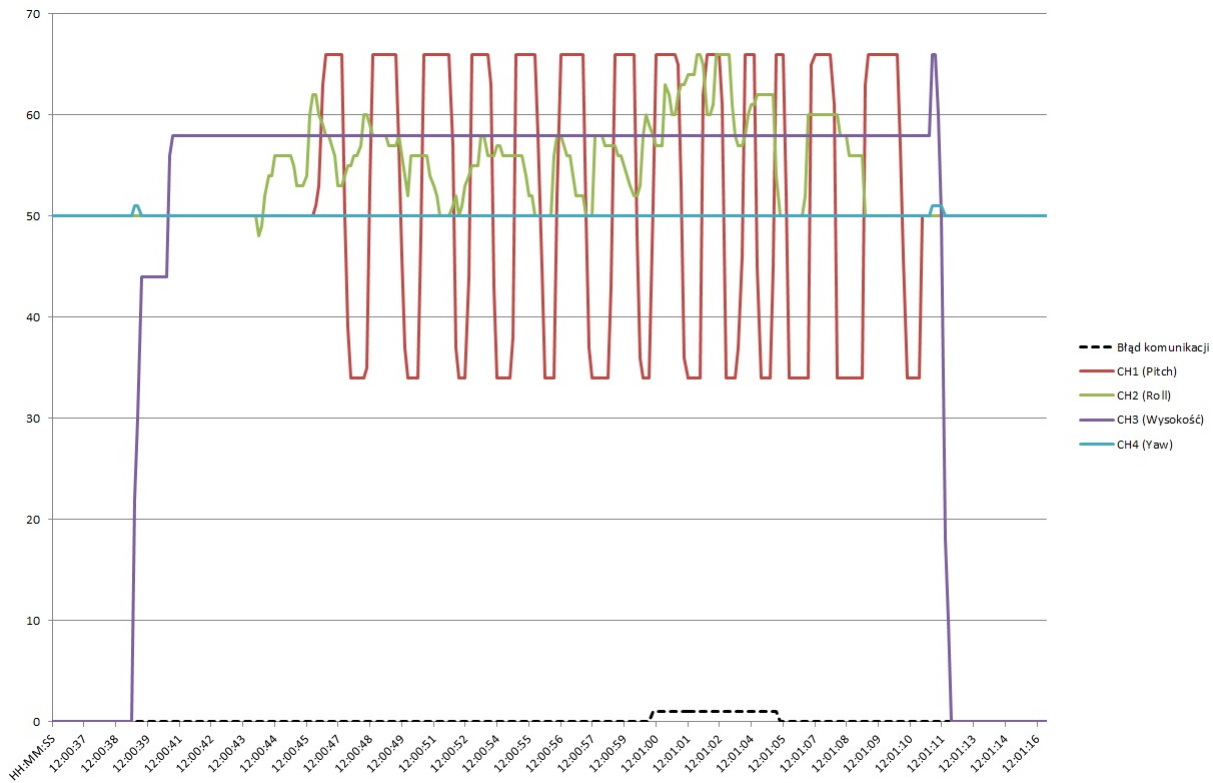
5.3. Uzyskane wyniki

W trakcie przeprowadzonego eksperymentu zgromadzone oraz zapisane na karcie SD zostały stosowne dane (logi). Część danych, w zależności od rodzaju uszkodzenia, została przedstawiona w formie graficznej w poszczególnych podrozdziałach. W przypadku orientacji platformy na wykresach przedstawiono tylko kąty pitch i roll. Pominięto ostatni kąt - yaw, ze względu na narastający dryf tej wielkości (brak magnetometru).

5.3.1. Błąd komunikacji

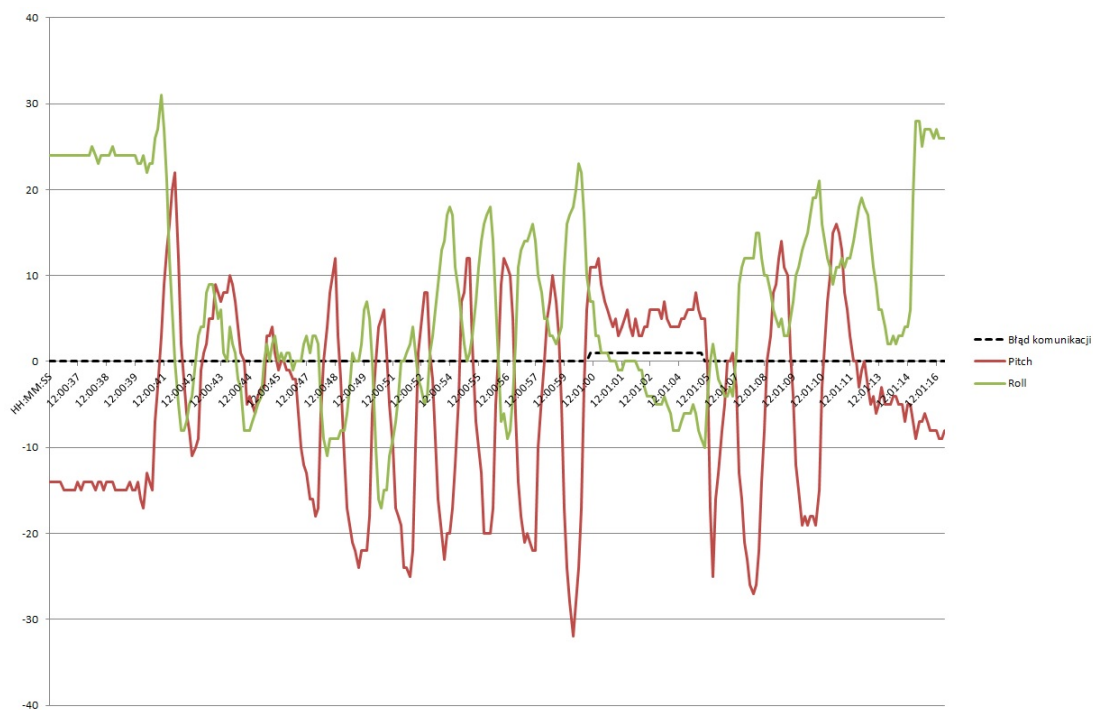
Ponieważ moduł nawigacyjny zapisuje na karcie SD dane sterujące otrzymane od urządzenia mobilnego, to z jego poziomu postanowiono sterować w trakcie eksperymentu. Dane te przedstawione zostały na Rys. 5.4.

Pilot sterując platformą cyklicznie przechyla ją do przodu i do tyłu o kąty pitch i roll. Około 25 sekund po starcie zapisywania danych występuje błąd komunikacji. Wskutek tego platforma quadcoptera przestaje odbierać dane sterujące pomimo tego, iż pilot nadal steruje. Błąd trwa 5 sekund, po czym komunikacja zostaje nawiązana ponownie. Dane przedstawiające orientację platformy zostały przedstawione na Rys. 5.5. Pierwsze oraz ostatnie sekundy odpowiadają platformie w stanie spoczynku. Następuje uruchomienie silników, po czym wykonywane są wcześniej wspomniane sekwencje



Rys. 5.4: Błąd komunikacji - komendy sterujące

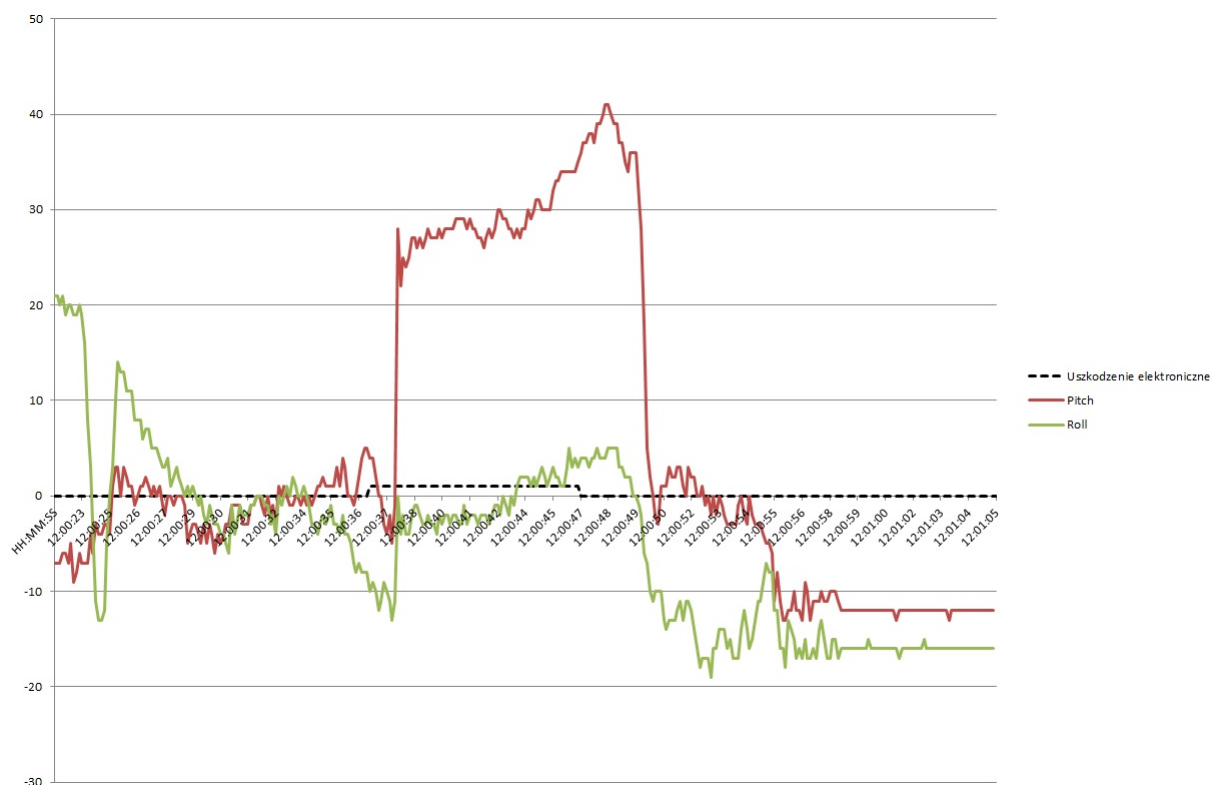
sterujące. W momencie wystąpienia błędu komunikacji kontroler lotu realizuje ostatnio odebrane dane sterujące, tzn. stara się utrzymać poprzednią pozycję. Przywrócenie komunikacji pozwala na ponowne sterowanie obiektem.



Rys. 5.5: Błąd komunikacji - dane orientacji

5.3.2. Uszkodzenie elektroniczne

W trakcie eksperymentu pilotem była osoba wykorzystująca aparaturę radiową (z czym wiąże się brak zapisanych danych sterujących). Rolą urządzenia mobilnego było wówczas wprowadzenie i anulowanie uszkodzenia w odpowiednim czasie. Na Rys. 5.6 przedstawiono zarejestrowane dane orientacji

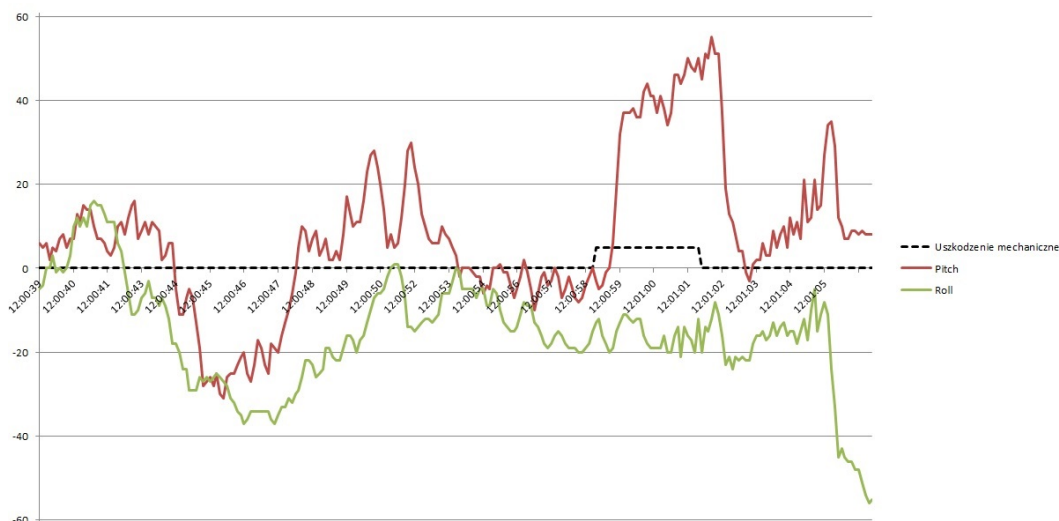


Rys. 5.6: Uszkodzenie elektroniczne - dane orientacji

obiektu. Na komendę urządzenia mobilnego rozpoczęty zostaje proces zapisywania danych na kartę SD. Pilot wyposażony w aparaturę radiową włącza silniki, po czym ustawia platformę quadcoptera w poziomej pozycji. Po około 25 sekundach następuje wyłączenie sterownika silnika, w wyniku czego śmigło wytraca swoją prędkość. Platforma przechyla się w osi, w której wyłączony został silnik. Przy obecnym kontrolerze lotu nie jest możliwe odzyskanie jej sterowności. Wystąpienie tego rodzaju uszkodzenia w trakcie lotu z pewnością doprowadziłoby do utraty stabilności obiektu. Anulowanie uszkodzenia powoduje ponowne włączenie silnika, który wraz ze śmigłem nabiera prędkości i osiąga stabilną, poziomą pozycję. Ostatnie sekundy zapisu ukazują proces wyłączenia platformy.

5.3.3. Uszkodzenie mechaniczne

Podobnie jak w poprzednim przypadku, osobą sterującą był pilot wyposażony w aparaturę radiową. Po starcie platformy wykonano kilka przechyłów testowych w celu sprawdzenia poprawności działania obiektu, a następnie utrzymywano obiekt w poziomie aż do wystąpienia uszkodzenia (Rys. 5.7). Proces wprowadzania uszkodzenia (trwający ok. 3 sekundy) spowodował nagłe przechylenie się platformy powodując skutek podobny do wyłączenia silnika. Zniszczenie fragmentu śmigła (Rys. 5.8) nie spowodowało jednak braku sterowności obiektu. Obniżona została manewrowość platformy. Obiekt wolniej osiągał zadane położenie, jednakże aktualnie wykorzystywany kontroler lotu był



Rys. 5.7: Uszkodzenie mechaniczne - dane orientacji

w stanie zachować swoją funkcjonalność, nie powodując przy tym nieprzewidzianych zdarzeń, takich jak np. nagła zmiana orientacji platformy.



Rys. 5.8: Uszkodzone śmigło

5.3.4. Podsumowanie badań weryfikacyjnych

Wszystkie spośród założonych uszkodzeń zostały zrealizowane. Utrata łączności, uszkodzenie sterownika silnika bądź śmigła powodują odrębne zachowanie bezzałogowego obiektu latającego, jednakże każde z nich może doprowadzić do wypadku platformy.

Utrata komunikacji nie jest bezpośrednią przyczyną wypadku sterowanego obiektu. Obiekt realizuje poprzednio otrzymaną komendę, co wiąże się z potencjalnym rozbitiem na skutek np. zderzenia z obiektami stojącymi na drodze platformy, bądź wyczerpania się energii źródła zasilającego. W tym przypadku możliwe jest opracowanie algorytmów wykrywających brak łączności z pilotem, które w takim przypadku autonomicznie wylądują, bądź najpierw powrócą do miejsca startowego.

Uszkodzenie sterownika silnika powoduje praktycznie natychmiastową utratę wysokości platformy i jest bezpośrednią przyczyną jej wypadku. Platforma w obecnej postaci nie ma możliwości odpowiedniego zareagowania na ten typ uszkodzenia. Zaproponowanym rozwiązaniem jest opracowanie redundantnego sterownika oraz algorytmów odpowiednio przełączających pracę uszkodzonego na rzecz sprawnego. Drugą propozycją jest zaprojektowanie własnego kontrolera lotu z aktywnymi al-

gorytmami sterującymi, tj. takimi które zmieniają swój sposób działania w zależności np. od liczby sprawnych wirników.

Skutek uszkodzenia śmigła w dużej mierze zależy od wielkości defektu. W przeprowadzonym eksperymencie został uszkodzony tylko jego niewielki fragment, po wystąpieniu którego widoczne były zmiany w sterowalności obiektu. Najbardziej niebezpiecznym dla platformy momentem był sam proces wprowadzania uszkodzenia. Wirnik utracił znaczą część swojej prędkości obrotowej przechylając się, co doprowadziłoby do wypadku będąc w powietrzu. Obecny kontroler lotu poradził sobie jednak ze stabilizacją obiektu z uszkodzonym jednym śmigłem.

Rozdział 6

Podsumowanie i wnioski

Cel pracy został osiągnięty, ponieważ wynikiem niniejszej pracy jest układ mechatroniczny bezzałogowej platformy latającej z możliwością celowego wprowadzania wybranych uszkodzeń. Stanowi on część systemu, w skład którego wchodzi również aplikacja mobilna (umożliwiająca sterowanie i zadawanie uszkodzeń, autor inż. M. Stobiński) oraz środowisko symulacyjne (służące do testowania zachowania platformy przy opracowanych algorytmach sterujących, autor inż. Ł. Szustak).

Opracowanie i wykonanie niniejszego projektu wymagało połączenia wiedzy z wielu dziedzin. Poza dobraniem właściwych mechanicznych i elektromechanicznych podzespołów konieczne było zapewnienie radiowej komunikacji nie tylko z pilotem, ale też z użytkownikiem urządzenia mobilnego. Wymagało to z kolei zaprojektowania i wykonania własnych układów elektronicznych, wraz z opracowaniem odpowiedniej warstwy programowej. Zaprojektowane układy odpowiedzialne są między innymi za sterowanie w czasie rzeczywistym, zapis danych na zewnętrzny nośnik, komunikację z urządzeniem mobilnym czy też określanie orientacji platformy. Zastosowano w praktyce zarówno filtry analogowe, jak i cyfrowe. Mając na uwadze bezpieczeństwo użytkowników oraz otoczenia postanowiono opracować stanowisko badawcze z wykorzystaniem technologii druku 3D. Stanowisko to pozwoliło na bezpieczne testy oraz przeprowadzenie właściwych eksperymentów. Podczas realizacji pracy nasunęły się następujące wnioski szczegółowe:

1. Kontrolowane wprowadzenie założonych uszkodzeń pozwoliło na zbadanie zachowania platformy pod ich wpływem. Uszkodzenie sterownika silnika jest najgroźniejszym uszkodzeniem i powoduje natychmiastową utratę stabilności platformy.
2. Najtrudniejszym do wprowadzenia uszkodzeniem okazało się uszkodzenie fragmentu śmigła. Występowanie tego uszkodzenia pogarsza sterowność obiektu. W zależności jednak od wielkości defektu prowadzić może do skutku podobnego jak w przypadku uszkodzenia sterownika silnika.
3. Obecnie wykorzystywany kontroler lotu nie jest przystosowany do reagowania na uszkodzenia.
4. Wykonana platforma jest konstrukcją modułową. Istnieje możliwość wymiany kontrolera lotu na inny, a zaprojektowany moduł z czujnikami może również pełnić tę rolę.
5. Zaprojektowane układy elektroniczne zostały sprawdzone pod kątem poprawności połączeń elektrycznych. Wykryty został tylko jeden błąd (który naprawiono), dzięki czemu projekt może być kontynuowany bez ingerencji w warstwę sprzętową tych układów.
6. Opracowany został uniwersalny protokół komunikacyjny, który pozwala na sterowanie zarówno z poziomu urządzenia mobilnego, jak i na prowadzenie telemetrii.

7. Bezzałogowa platforma latająca może być sterowana zarówno z poziomu aparatury radiowej, jak i urządzenia mobilnego. Urządzenie mobilne pozwala również na monitoring między innymi aktualnej orientacji platformy i stan naładowania akumulatora.
8. Opracowano układ awaryjnego przejmowania kontroli nad obiektem, który nie jest zależny ani od urządzenia mobilnego, ani od wykorzystywanych przez platformę mikrokontrolerów.
9. Rejestracja danych na zewnętrzny nośnik w odpowiednim formacie umożliwia ich późniejsze wykorzystanie w środowiskach służących do symulacji i wizualizacji.
10. Zastosowanie systemu operacyjnego czasu rzeczywistego pozwoliło na opracowanie bardziej przejrzystego projektu oprogramowania. Wykorzystywane mechanizmy zarządzania realizowanymi zadaniami pozwalają na łatwe rozszerzenie funkcjonalności tego modułu.

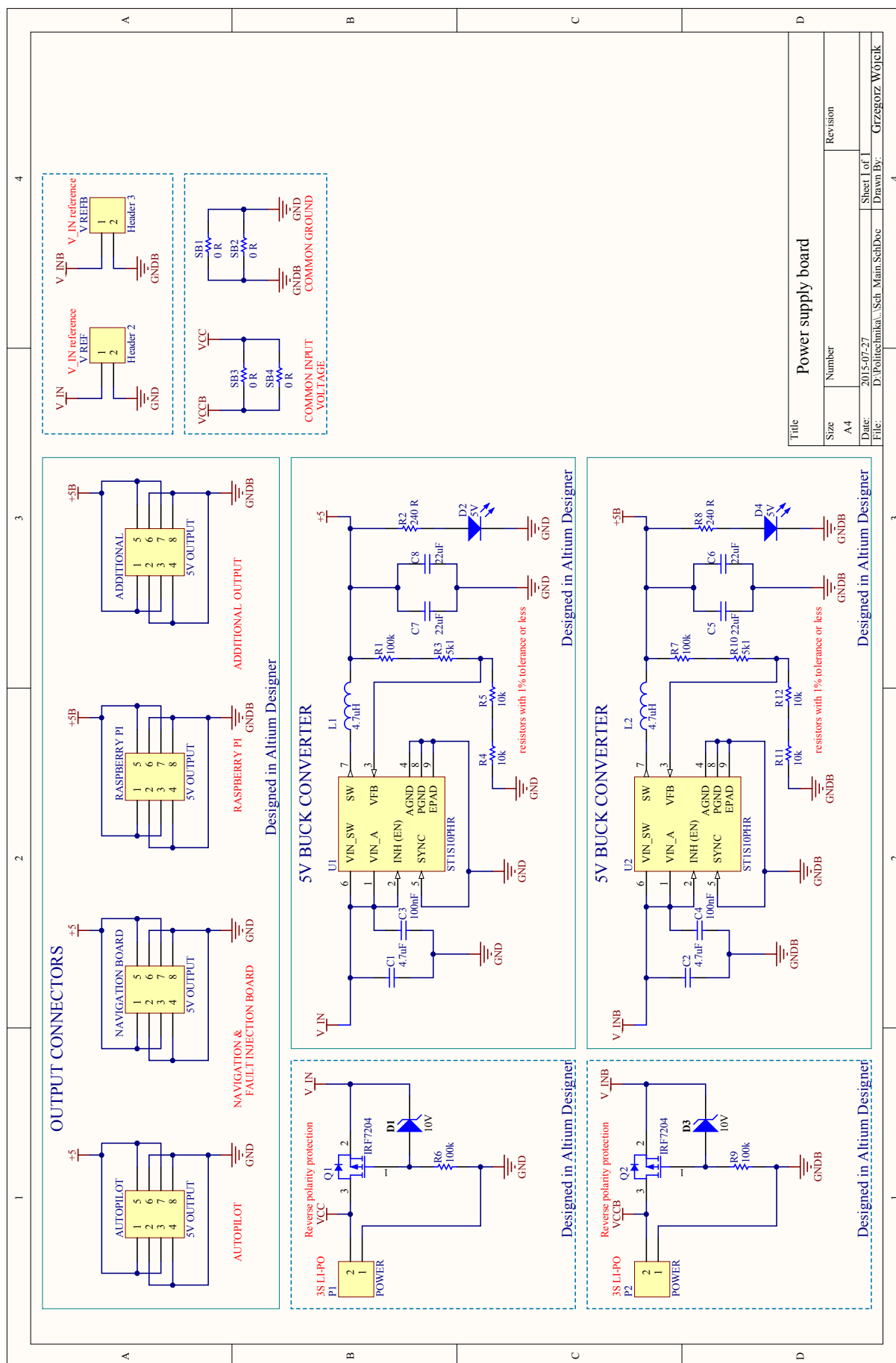
Praca została zrealizowana w sposób umożliwiający kontynuację projektu pod kątem algorytmów odpornych na błędy i uszkodzenia. Zgromadzone zostały wyniki ukazujące zachowanie obiektu w razie utraty komunikacji z urządzeniem mobilnym, uszkodzenia jednego ze sterowników silnika oraz fragmentu jednego ze śmigieł. Ten kierunek działań nie jest jednak jedynym, jaki może być realizowany z wykorzystaniem niniejszej platformy. Funkcjonalność poszczególnych modułów może zostać rozszerzona o:

- algorytmy stabilizujące,
- rozszerzenie algorytmów określających orientację platformę o dane z magnetometru (kompensując dryf kąta yaw),
- wykorzystanie odbiornika GPS,
- wykorzystanie czujników odległości: podczerwonych i ultradźwiękowych,
- realizowanie misji autonomicznych (start, lądowanie, lot do celu),
- sygnalizację świetlną (dioda RGB) i dźwiękową (brzęczyk) ważnych zdarzeń,
- rejestracja istotnych danych (np. parametrów algorytmów sterujących) do nieulotnej, zewnętrznej pamięci EEPROM,
- wykorzystanie pokładowego minikomputera i kamery do kompensacji dryfu platformy w przestrzeni (ang. optical flow).

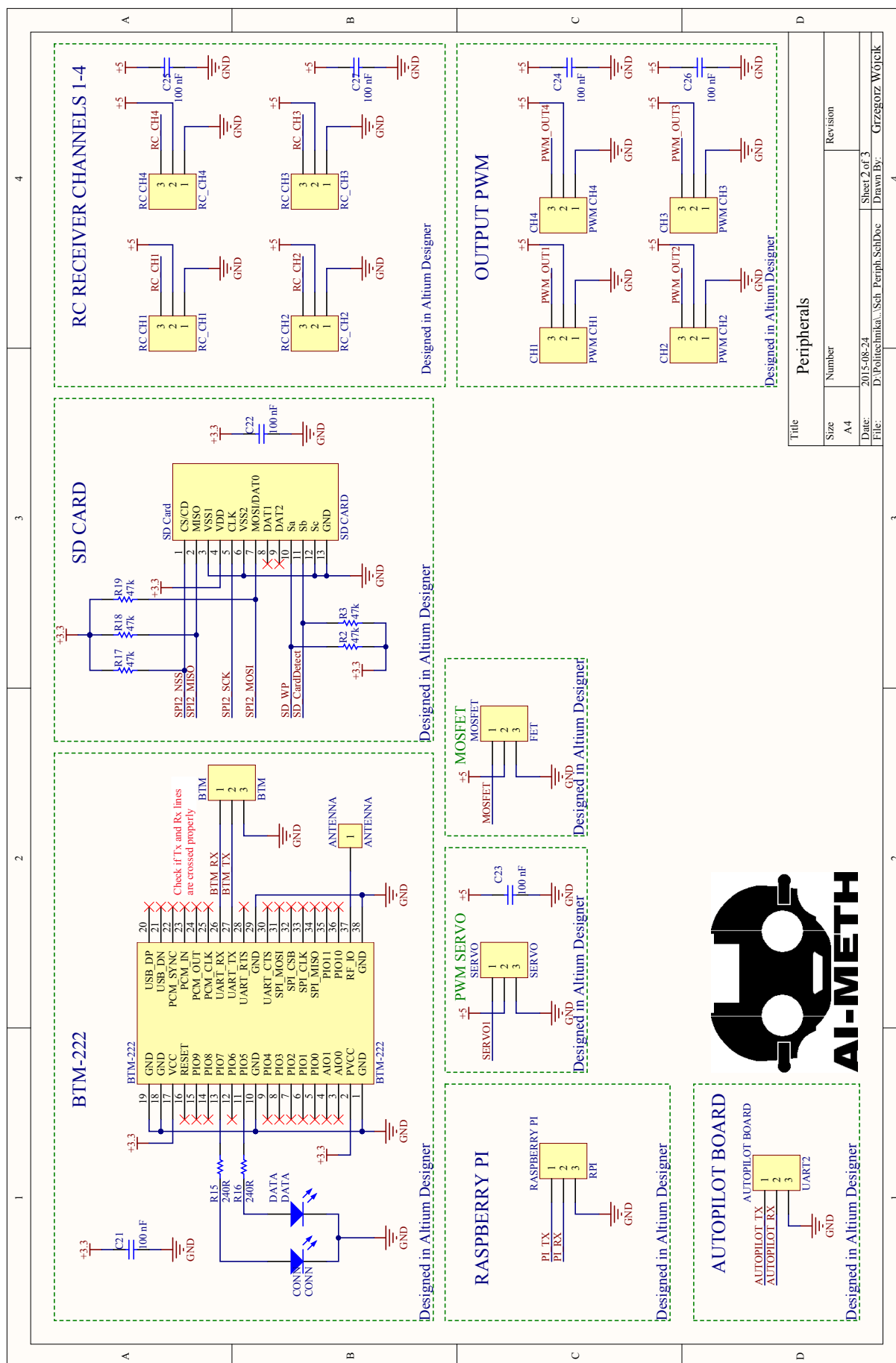
Dodatek A

Schematy elektryczne

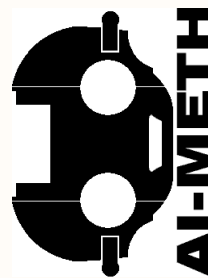
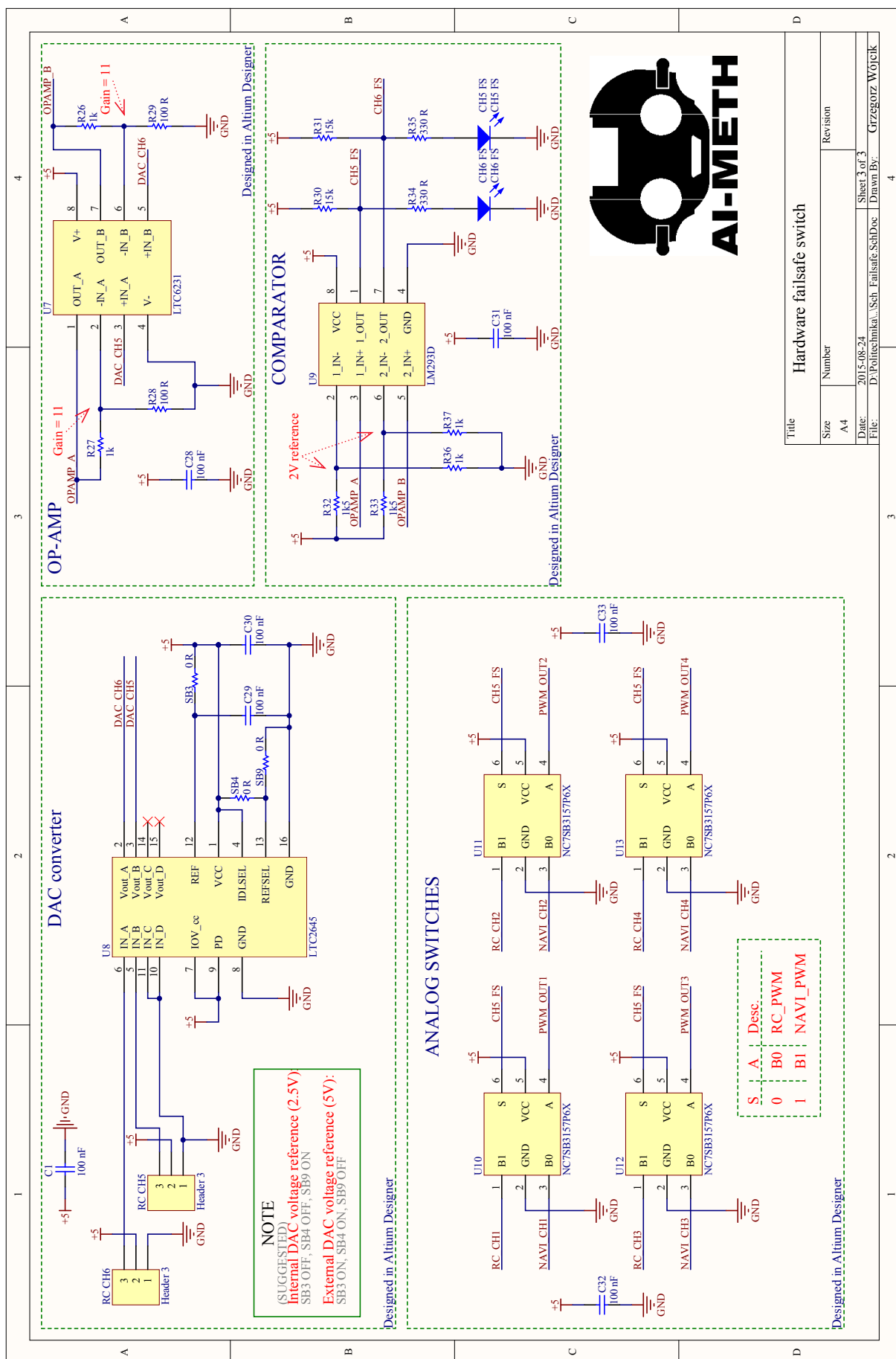
W dodatku tym umieszczone zostały schematy elektryczne zaprojektowanych układów elektronicznych.



Rys. 1: Schemat elektryczny modułu zasilającego (1 z 1)

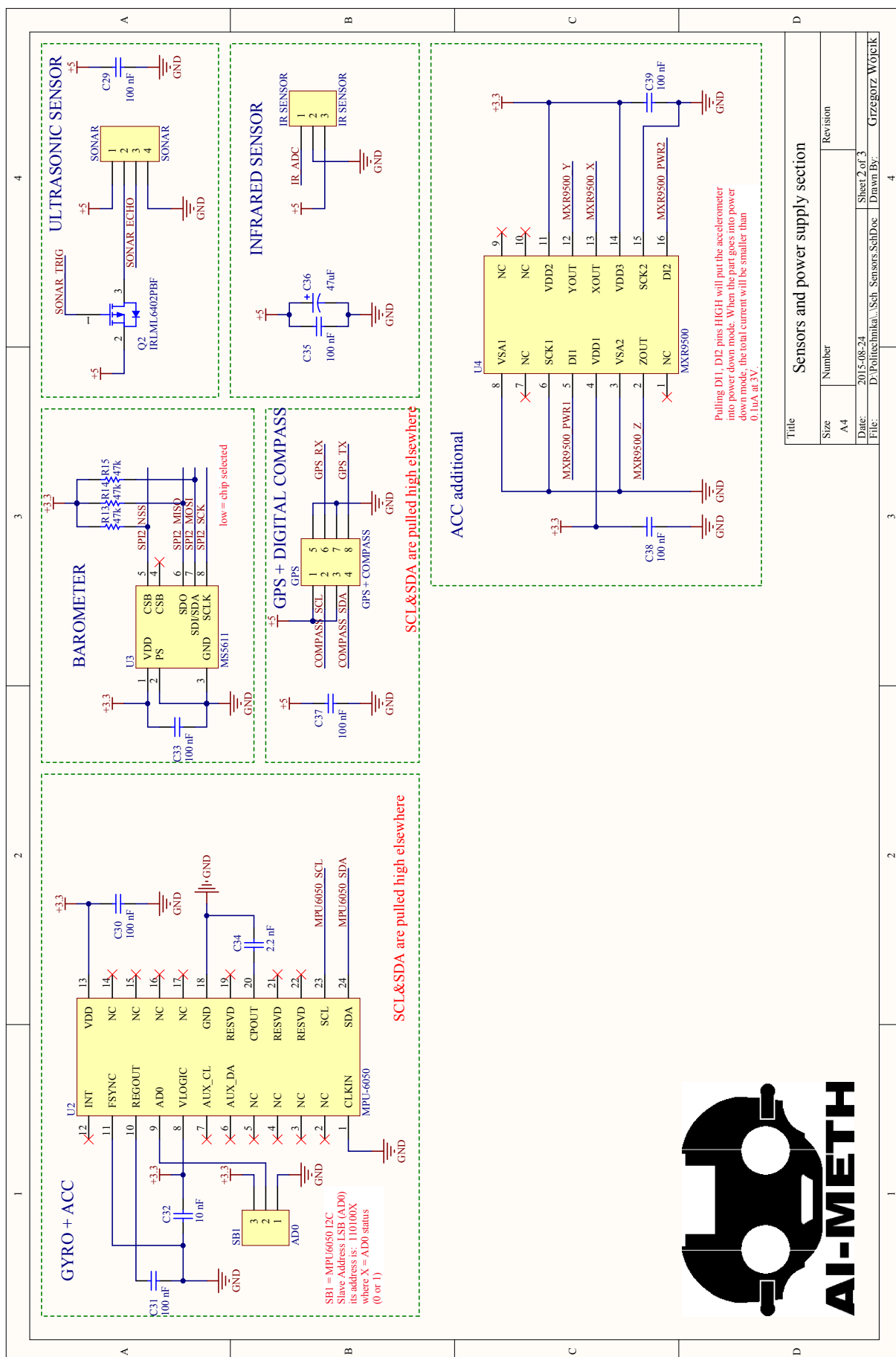


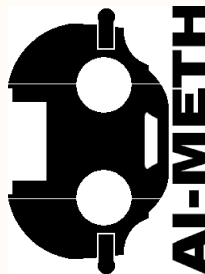
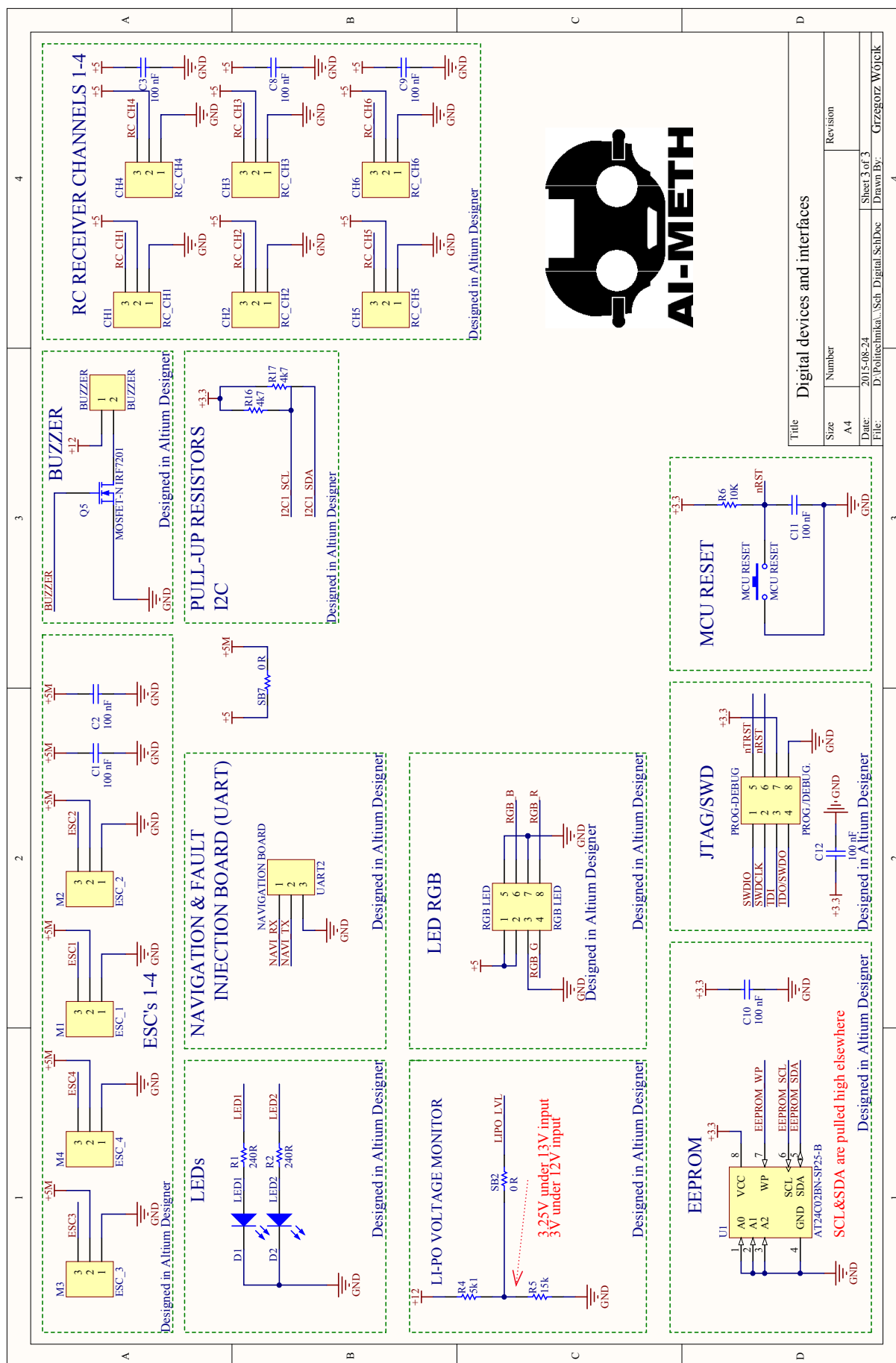
Rys. 3: Schemat elektryczny modułu nawigacyjnego (2 z 3)



Title		
Size	Number	Revision
A4		
Date:	2015-08-24	Sheet 3 of 3
File:	D:\Politechnika\Sch. Failsafe SchDoe	Drawn By: Grzegorz Wójcik

Rys. 4: Schemat elektryczny modułu nawigacyjnego (3 z 3)





Rys. 7: Schemat elektryczny modułu z czujnikami (3 z 3)

Wykorzystane oprogramowanie

Poniżej zamieszczona została lista oprogramowania, z którego skorzystano w trakcie realizacji niniejszej pracy dyplomowej:

- Altium Designer 2013 - oprogramowanie wspomagające proces tworzenia schematów i projektów obwodów drukowanych układów elektronicznych¹,
- Atollic TrueSTUDIO Lite - darmowe środowisko programistyczne z kompilatorem kodu C/C++ dla mikrokontrolerów rodziny STM32,
- Autodesk Inventor Professional 2013 - narzędzie projektowania wspomagane komputerowo - wersja studencka,
- Git - rozproszony system kontroli wersji - licencja otwarta,
- Microsoft Visio 2013² - oprogramowanie do tworzenia schematów blokowych, diagramów,
- TeXstudio - darmowe oprogramowanie do zautomatyzowanego składu tekstu,
- Visual Paradigm 12.1 - oprogramowanie do tworzenia schematów blokowych, diagramów (w tym UML) - wersja testowa.

¹Oprogramowanie Altium Designer 2013 zostało udostępnione autorowi pracy w ramach umowy partnerskiej firmy Altium oraz Studenckiego Koła Naukowego "Zastosowania Metod Sztucznej Inteligencji" AI-METH

²Oprogramowanie Microsoft Visio 2013 zostało udostępnione autorowi pracy w ramach udziału wydziału Mechanicznego Technologicznego w MSDN Academic Alliance

Streszczenie

W niniejszej pracy magisterskiej przedstawiono układ mechatroniczny multiwirtualnej bezzałogowej platformy latającej z możliwością celowego i kontrolowanego wprowadzania wybranych uszkodzeń. Platforma ta stanowi część kompleksowego stanowiska do badania systemów sterowania bezzałogowych obiektów latających. Na podstawie przeprowadzonego studium literaturowego dokonano wyboru wprowadzanych uszkodzeń. Zaprojektowano, wykonano i zweryfikowano prototypy niezbędnych układów elektronicznych oraz przedstawiono wyniki przeprowadzonych eksperymentów. W fazie końcowej skupiono się na wnioskach oraz propozycjach dalszego rozwoju.

Bibliografia

- [1] Mikrokontrolery STM32. Praca pod kontrolą FreeRTOS. *Elektronika praktyczna* 5/2009, strony 116–122, 2009.
- [2] Commercial Drone Market Analysis By Product (Fixed Wing, Rotary Blade, Nano, Hybrid), By Application (Agriculture, Energy, Government, Media and Entertainment) And Segment Forecasts To 2022. *Grand View Research*, 2015.
- [3] Automatic Re-Initialization and Failure Recovery for Aggressive Flight with a Monocular Vision-Based Quadrotor. *ICRA 2015*, Seattle, 2015.
- [4] Unmanned aircraft systems. *The Global Perspective 2011/2012, 9th Edition*, strony 1–28, UAS, 2011.
- [5] Raport o aktualnym stanie prawnym odnoszącym się do bezzałogowych statków powietrznych (raport otwarcia). *Bezzałogowe statki powietrzne w Polsce*, strony 1–11, Urząd Lotnictwa Cywilnego, 2013.
- [6] M. Andrejašič. Mems accelerometers. *University of Ljubljana Faculty for mathematics and physics, Department of physics*, March 2008.
- [7] H. F. Durrant-Whyte B. Barshan. Inertial navigation systems for mobile robots. *In Proc. 4th Workshop on Positioning, Navigation and Communication WPNC '07*, March 2004.
- [8] S. Bauregard. Omnidirectional pedestrian navigation for first responders. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, vol. 11, no. 3.
- [9] S. L. Waslander C.J. Tomlin G. M. Hoffmann, H. Huang. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: theory and experiment. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*.
- [10] Strona internetowa: Extreme Drone Crashes Compilation 2015. <https://youtu.be/P9rnTk6FBzs> [21.07.2015].
- [11] Strona internetowa: <http://3drobotics.com/> [23.07.2015].
- [12] Strona internetowa: <http://ebay.com/> [26.07.2015].
- [13] Strona internetowa: <http://florentvest.github.io/blog.html> [22.07.2015].
- [14] Strona internetowa: <http://theuavdigest.com/tag/incidents/> [25.08.2015].
- [15] Strona internetowa: <http://www.aircombat-modele-rc.pl/> [24.07.2015].
- [16] Strona internetowa: <http://www.dji.com/> [23.07.2015].
- [17] Strona internetowa: <http://www.freertos.org/> [24.08.2015].
- [18] Strona internetowa: <http://www.kono.com.pl/> [24.08.2015].

- [19] Strona internetowa: <http://www.notehobby.com/> [20.08.2015].
- [20] Strona internetowa: <http://zerouav.com/en/> [23.07.2015].
- [21] J. Collin J. Parviaien, J. Kantola. Differential barometry in personal navigation. *IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium*, strony 148–152, 2008.
- [22] J. Tutaj K. Karaś. Aparat rejestrujący drżenie w chorobie parkinsona z zastosowaniem akcelerometru mems. *Aktualne Problemy Biomechaniki*, (7):87–92, 2013.
- [23] H. J. Luinge, P. H. Veltink. Inclinaion measurement of human movement using a 3-d accelerometer with autocalibration. *IEEE Trans. Neural Syst. Rehabil. Eng.*, vol. 12, no. 1, 2004.
- [24] S. Madgwick. An efficient orientation filter for inertial and intertial/magnetic sensor arrays., Technical report, Department of Mechanical Engineering, University of Bristol, Apr. 2010.
- [25] T. Schneider. Fault-tolerant multirotor systems. Praca magisterska, Swiss Federal Institute of Technology Zurich, Autumn Term 2011.
- [26] Dokumentacja techniczna. *BTM-222*.
- [27] Dokumentacja techniczna. *IRF7204 Datasheet*.
- [28] Dokumentacja techniczna. *LTC2645*.
- [29] Dokumentacja techniczna. *LTC2645*.
- [30] Dokumentacja techniczna. *MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification*.
- [31] Dokumentacja techniczna. *MS5611*.
- [32] Dokumentacja techniczna. *MXR9500*.
- [33] Dokumentacja techniczna. *NC7SB3157P6X*.
- [34] Dokumentacja techniczna. *ST1S10*.
- [35] G. Wójcik. Projekt układu mechatronicznego bezzałogowej platformy latającej do weryfikacji autonomicznych systemów sterowania tolerujących uszkodzenia., Praca przejściowa, Instytut Podstaw Konstrukcji Maszyn, Politechnika Śląska, Gliwice, 2015.